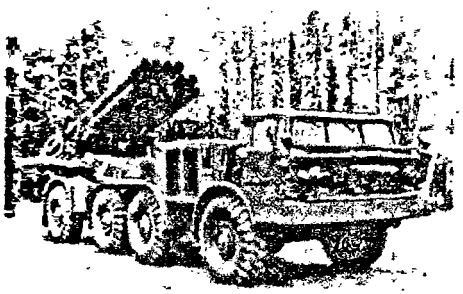
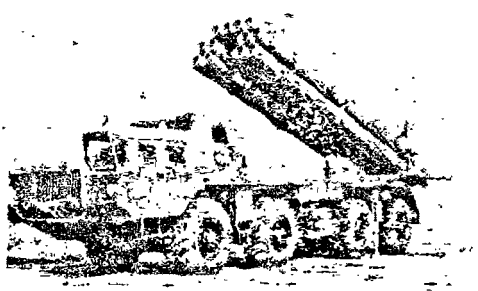
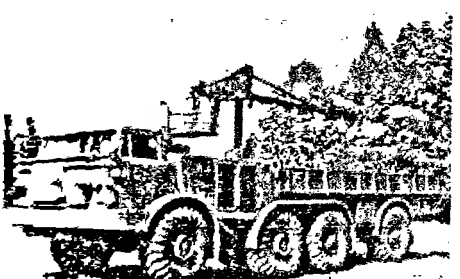
А.Р. Орлов

ОСНОВЫ УСТРОЙСТВА И ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СНАРЯДОВ РЕАКТИВНЫХ СИСТЕМ ЗАЛПОВОГО ОГНЯ







Тула 2002

УДК 629.7.001.66(075.8)
Основы устройства и функционирования снарядов реактивных систем залпового огня: Учеб. пособие / А.Р.Орлов, Тул. гос. ун-т. – Тула, 2002. – 156 с.

ISBN 5-7679-0295-X

Изложены общие вопросы устройства снарядов РСЗО и их агрегатов. Рассмотрены физические основы и особенности работы агрегатов в составе снаряда и функционирование снаряда как подсистемы комплекса. Приведены конструктивные и некоторые технологические решения, реализованные в отечественных снарядах третьего и четвертого поколений. Даны описания устройства основных зарубежных РСЗО.

Учебное пособие предназначено для первоначального ознакомления с РСЗО. Приведенная информация может быть использована при курсовом и дипломном проектировании.

Табл. 23. Ил. 122. Библиогр. 14 назв.

Печатается по решению библиотечно-издательского совета Тульского государственного университета.

Рецензенты: кафедра ракетного и реактивного вооружения Тульского артиллерийского инженерного института (зав. каф., канд. техн. наук, проф. М.М.Бирюков);
лауреат Государственной премии, д-р техн. наук Б.М.Романовцев (ФУП «ГНПП» Сплав»)

Орлов Альберт Ромилович
ОСНОВЫ УСТРОЙСТВА И ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СНАРЯДОВ РЕАКТИВНЫХ СИСТЕМ ЗАЛПОВОГО ОГНЯ
Учебное пособие

Редактор Н.П.Одноволова

Изд. лиц. ЛР № 020300 от 12.02.97. Подписано в печать 2.09.2002.
Формат бумаги 60x84 1/16. Бумага офсетная.
Усл.печ.л. 9,1. Уч.-изд.л. 7,8
Тираж 175 экз. Заказ 483.

Тульский государственный университет.
300600, г. Тула, просп. Ленина, 92.

Отпечатано в редакционно-издательском центре
Тульского государственного университета.
300600, г. Тула, ул. Болдина, 151.

© Тульский государственный университет, 2002

ISBN 5-7679-0295-X

© А.Р.Орлов, 2002

ПРЕДИСЛОВИЕ

Реактивные системы залпового огня (РСЗО) занимают достойное место в системе артиллерийского вооружения Российской армии и армий зарубежных стран. Они позволяют решать достаточно широкий круг боевых задач: поражение живой силы, боевой техники, ракетных батарей, уничтожение складов боеприпасов, разрушение оборонительных сооружений, железнодорожных станций, мостов, переправ и других целей. В последнее время возможности РСЗО расширились. Теперь они в состоянии поражать бронетанковую технику, осуществлять противотанковое и противопехотное минирование, обеспечивать радиоэлектронное подавление боевой техники противника. Введение в состав РСЗО авиационных средств разведки позволяет создавать разведывательно-ударные комплексы, способные вести боевые действия оперативно и с высоким уровнем автономности.

Практически все задачи, решаемые реактивной артиллерией, можно выполнить путем использования ствольной артиллерии или авиации. Существенным преимуществом РСЗО по сравнению с артиллерийскими системами является высокая скорострельность. Опыт Второй мировой и последних локальных войн показывает, что эффективность стрельбы по живой силе резко падает через 2...3 мин после открытия огня. Этого времени обычно достаточно для подавления и уничтожения живой силы противника с использованием РСЗО. Аналогичная задача, решаемая средствами артиллерии, требует значительно большего времени (до нескольких часов).

РСЗО превосходят артиллерийские системы и по маневренности, и по степени неуязвимости от действия контрбатарейного огня противника, и по дальности стрельбы. Но они уступают ствольной артиллерии по кучности стрельбы и по материалоемкости выстрела.

Преимуществами РСЗО по сравнению с авиационными и вертолетными ударными комплексами являются их независимость от погодных условий и от действия ПВО противника, а также отсутствие потребности в аэродромах. Однако РСЗО уступают авиационным и вертолетным комплексам по дальности действия, по возможности доразведки целей и оценке в реальном масштабе времени нанесенного им ущерба.

Снаряд РСЗО следует рассматривать как летательный аппарат, состоящий из отдельных, взаимодействующих между собой агрегатов. Сам он, в свою очередь, является составным элементом РСЗО.

В первом разделе данной книги в рамках системного подхода рассматривается устройство и работа самого снаряда, его ракетной и головной частей.

Во втором разделе приводятся сведения о конкретных снарядах и реактивных системах залпового огня, боеприпасами которых они являются.

Следует отметить, что термин РСЗО не совсем удачен, т.к. не отражает идею комплекса. Он явно проигрывает таким аббревиатурам, как ПТРК (противотанковый ракетный комплекс) или ЗРК (зенитный ракетный комплекс). Да и смысловое содержание отдельных составляющих термина РСЗО не в полной мере соответствует действительности.

Система называется реактивной. Это слишком общее определение, под которое подпадает применение воздушно-реактивных, прямоточных и ракетно-прямоточных двигателей.

Однако эффективность этих двигателей резко падает в условиях интенсивно изменяющегося скоростного напора, поэтому их использование на рассматриваемых снарядах весьма проблематично. Они явно проигрывают традиционным ракетным двигателям на твердом топливе.

Термин «система» используется в старой трактовке (револьвер системы Нагана, винтовка системы Бердана и т.д.). Залпом рассматриваемые системы не стреляют со времен Второй мировой войны, поэтому определение «залпового» следует признать устаревшим. Ну а против существительного «огня» возражать трудно. Это история. Это ещё от фитиля. Но тем не менее, последнее слово не спасает все определение. По мнению автора, вместо термина «Реактивная система залпового огня» лучше употребить термин «Ракетный скорострельный комплекс» (РСК). Однако, отдавая дань традиции, автор в тексте книги использует общепринятый термин.

ИЗ ИСТОРИИ СОЗДАНИЯ РЕАКТИВНЫХ СНАРЯДОВ

В приказе немецкого командования от 14 августа 1941 года отмечалось: «Русские имеют многоствольную огнеметную пушку. О захвате таких пушек немедленно сообщать». Через некоторое время была выпущена специальная директива «О русском оружии, метающем реактивные снаряды». В ней говорилось: «Войска доносят о применении русскими нового вида оружия, стреляющего реактивными снарядами. Из одной установки в течение 3...5 с может быть произведено большое количество выстрелов... О каждом появлении этих орудий надлежит немедленно доносить командующему химическими войсками при Верховном командовании в тот же день».

Так немецкое командование среагировало на применение Красной армией реактивных установок залпового огня. Его беспокойство было оправданным. Вот несколько примеров использования реактивной артиллерии.

Толкачевский узел сопротивления на Волоховском направлении Брянского фронта был сильно укреплен противником. В системе обороны на площади 100 га были проволочные заграждения, минные поля, много блиндажей, дзотов и траншей с многочисленными ходами сообщения. Весь этот узел сопротивления был разгромлен за 18 минут, когда 12 июня 1943 года в 5 час 05 мин открыли огонь две бригады реактивных установок. Всего было выпущено 2200 снарядов М-31 при плотности огня 30...35 снарядов на 1 га. Наши стрелковые части заняли деревню Толкачево без всякого сопротивления противника. Из немецкого гарнизона численностью 400...450 человек уцелели только 38, которые были совершенно деморализованы и бежали в нашу сторону. После залпов не сохранилось ни одного блиндажа, ни одной огневой точки.

7 сентября 1943 года на Брянском фронте неожиданно для противника было выпущено 9400 снарядов М-13 на участке фронта протяженностью 4 км. В результате была уничтожена большая часть живой силы, разгромлены огневые позиции, штабы и, таким образом, была пробита брешь в немецкой обороне. Наша пехота перешла в успешное наступление, которое вылилось в преследование противника на широком фронте.

Ряд примеров эффективного применения реактивных систем залпового огня может быть бесконечным. Отдавая должное создателям РСЗО времен Второй мировой войны и современных высокоэффективных комплексов, не следует забывать и о тех, кто стоял у истоков российской реактивной артиллерии.

Первые опыты создания реактивного оружия в России относятся к XIX веку. В 30-х годах этого века талантливым инженером генералом А.Д. Засядько были созданы зажигательная и фугасная ракеты, запускавшиеся из установки, на которой размещалось шесть ракет. Ракеты и пусковые установки успешно прошли испытания и были приняты на вооружение русской армии. Камеры сгорания ракет А.Д. Засядько изготавливались из листового железа и снаряжались зарядом из дымного ружейного пороха (рис. 0.1). К верхней части камеры крепился колпак с боевым зарядом, а в задней устанавливался поддон с отверстиями для выхода газа. Ракета крепилась к передней части деревянного шеста, игравшего роль аэродинамического стабилизатора. Этот же шест обеспечивал контакт ракеты с пусковой установкой. Ракетные части успешно действовали во время русско-турецкой войны 1828-1829 гг. при осаде турецких крепостей Варна, Симистрия, Браимов, а также на Черноморском флоте и Дунайской флотилии. Но наибольшее применение ракетные установки нашли в горных районах при покорении Кавказа и Туркестана.

Уже к середине XIX века боевые свойства ракет и методы их изготовления в России оставили позади себя подобные разработки, имевшиеся в других странах. Когда в 1842 году русскому правительству предложили купить одно из английских предприятий по производству ракет Конгрева, пионера английской ракетной техники, то оказалось, что существовав-

шие там методы и секреты производства были известны в России. А английские ракетные заведения считались одними из лучших в Европе.

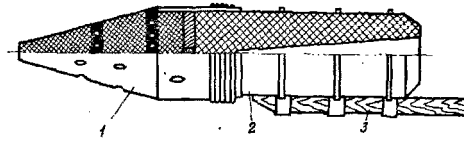


Рис. 0.1. Одна из первых русских боевых ракет:
1– головиая часть; 2– ракетная часть; 3– стабилизирующий шест

Подлинную революцию в конструировании и методах изготовления боевых ракет произвел русский ученый-артиллерист, генерал-лейтенант К.И. Константинов, которого можно считать основоположником теории реактивного оружия. Еще будучи полковником, в 1847 г. Константинов возглавил Петербургское ракетное заведение, и, благодаря его работам, ракеты стали настоящим боевым оружием. Дальность их полета возросла в четыре раза. Константинов написал ряд блестящих работ по теории реактивного движения. Курс его лекций «О боевых ракетах», читанный в Михайловской Артиллерийской академии в 1860 г., был издан в 1861 г. в Париже на французском языке.

Александр Дмитриевич Засядько
(1779-1837)

Константин Иванович
Константинов (1817-1871)

В Советском Союзе разработка реактивных снарядов проводилась на основе теоретических исследований К.Э. Циолковского и его учеников.

В Ленинграде в 1921 г. была создана Газодинамическая лаборатория (ГДЛ), руководимая Н.И. Тихомировым. Инженер-химик по образованию, он внес решающий вклад в создание топливных зарядов из бездымного пороха на нелетучем растворителе. В 1924 г. были получены первые образцы шашек из пироксилино-тротилового топлива, в 1928 г. были произведены первые пуски снарядов, снаряженных этим топливом.

Преемником Н.И. Тихомирова на посту начальника ГДЛ стал артиллерийский инженер Б.С. Петропавловский. В этом же году началась разработка ракетных снарядов 82- и 132-мм калибров. В 1932 г. были проведены летно-полигонные стрельбы реактивными снарядами (РС) с самолета И-4.

В 1933 г. на базе ГДЛ и московской Группы изучения реактивного движения (ГИРД), возглавляемой С.П. Королевым, был создан Реактивный научно-исследовательский институт (РНИИ) РККА. Начальником РНИИ был назначен И.Т. Клейменов, заместителем - вначале С.П. Королев, а с января 1934 г. - Г.Э. Лангемак. С.П. Королев стал начальником отдела РНИИ по разработке крылатых ракет. К концу 1937 г. завершилась отработка снарядов РС-82

и РС-132, а вскоре закончилась работа по созданию пусковых установок БМ-8 и БМ-13 (конструкторы: Гвай, Костиков, Аборенков, Гвалковский).

К концу Великой Отечественной войны на фронтах уже сражались 40 отдельных дивизионов, 105 полков, 40 бригад и 7 дивизий реактивной артиллерии, именовавшиеся гвардейскими минометными частями. Эффективность реактивных систем, прозванных «Катюшами», была весьма высокой.

Для обеспечения секретности нового вида оружия боевые машины минировались, личный состав получал холодное оружие. Формированием гвардейских минометных частей занимался штаб, подчинявшийся непосредственно Верховному Главнокомандующему, личный состав подбирала специальная комиссия ЦК ВКП (б). И все же противнику примерно через год удалось захватить боевую машину БМ-8. Задание на освоение производства получила чешская фирма «Зброевка». Она не только сумела скопировать наше оружие, но даже усовершенствовала узел воспламенения и сумела уменьшить рассеивание путем применения косопоставленного оперения. В 1943 г. реактивная система, установленная на вездеход полуброневого типа, стала поступать на вооружение войск СС.

В Германии велись и собственные работы по созданию ракетного оружия [7]. В 1936 г. там были созданы специальные организации, занимавшиеся проектированием и доводкой только ракетной техники. В 1941 г. немцы приступили к созданию минометной системы «D», стрелявшей 158-мм ракетным снарядом. В дальнейшем на базе этого снаряда были созданы 300-мм осколочно-фугасный, 280-мм фугасный, 210- и 320-мм зажигательные снаряды. Немецкие пусковые установки позволяли вести огонь залпом только из 5-10 снарядов, что не обеспечивало достаточной эффективности огня.

На рис.0.2 и 0.3 приведены советский реактивный снаряд М-13 с аэродинамической стабилизацией и немецкий 158,5-мм осколочный снаряд, стабилизируемый вращением.

Проектированием ракетных снарядов, правда, не столь интенсивно, занимались и в Англии. В 1938 г. англичане создали 76-мм зенитную пороховую ракету, масса которой составляла 22.4 кг, а масса взрывчатого вещества - 1,6 кг. Эта ракета сыграла заметную роль в обороне Англии от налетов немецких самолетов.

В США в предвоенные годы ракетной техникой почти не занимались и лишь в 1940 г. приступили к разработке ракетного оружия, из которого следует отметить созданные в 1942 г. ракетные бомбы. Они предназначались для борьбы с подводными лодками и имели массу 21...29 кг. Пусковые установки располагались на палубах кораблей.

Отечественные реактивные снаряды М-13, М-8, М-31 и другие сыграли огромную роль в разгроме фашизма в годы Великой Отечественной войны, и в этом их непреходящее значение. Однако конструкции этих снарядов, отвечая возможности изготовления в массовом количестве на имеющемся станочном оборудовании, не были оптимальными с научно-технической точки зрения. В этом нет ничего удивительного, так как их создание было лишь первым шагом на пути возрождения ракетной техники после полувекового забвения.

Одним из главных недостатков РСЗО Советской Армии периода Великой Отечественной войны, который необходимо было устранить в первую очередь, являлась низкая кучность стрельбы. Для ее повышения оперенные снаряды приводились во вращение относительно продольной оси за счет истечения пороховых газов через тангенциальные отверстия в стенке камеры сгорания (М-13УК) или через Г-образные штуцеры (М-31УК), что позволило повысить кучность стрельбы почти в 2 раза. РСЗО, производимые до и в течение войны, историки военной техники [2] относят к первому поколению.

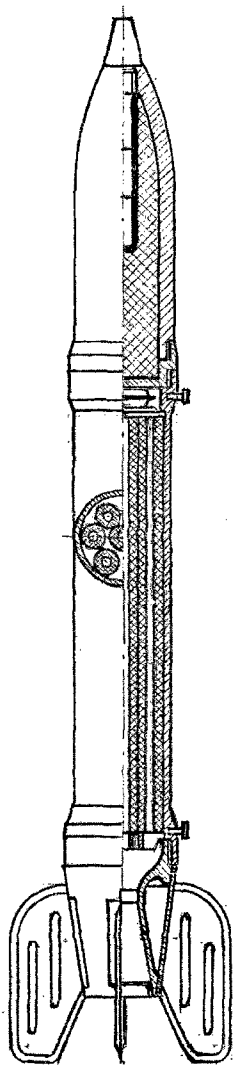


Рис. 0.2. Реактивный осколочно-фугасный снаряд М-13 советского производства

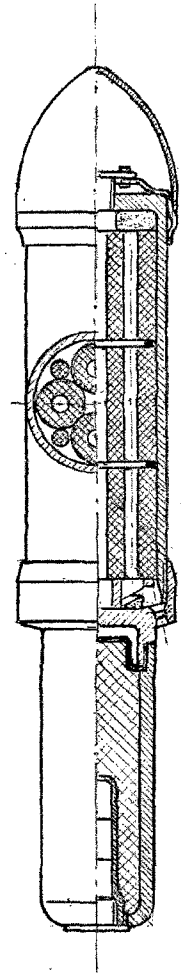


Рис. 0.3. Немецкий 158,5-мм турбореактивный осколочный снаряд

Ко второму поколению относят РСЗО, разработанные в период с 1947 по 1959 гг. В результате выполненных за это время работ были созданы турбореактивные снаряды М-24Ф, М-14ОФ, М-24ФУД и МД-24Ф. Эти снаряды не имели оперения и стабилизировались за счет вращения. Вращающий момент создавался за счет наклона сопел, расположенных на донной крышке двигателя. Проектирование, конструкторские разработки и испытания всех упомянутых турбореактивных снарядов проводились коллективом Научно-исследовательского института №1 под руководством Главного конструктора Н.П. Горбачева. Разработку и испытания ракетных зарядов для этих снарядов осуществлял Научно-исследовательский институт №6 (НИИ-6). Большой вклад в создание зарядов внес С.Т. Мудрак [2].

Третье поколение РСЗО открывает система «Град», поступившая на вооружение Советской Армии в 1963 г. Дальность стрельбы - 20,4 км, масса снаряда - 66 кг, калибр - 122 мм. За ней в 1976 г. последовала система «Ураган». Максимальная дальность стрельбы 35 км, масса снаряда - 270 кг, калибр - 220 мм. В том же году на вооружение была принята РСЗО «Град-1» с дальностью стрельбы 15 км, снаряд которой является укороченным вариантом снаряда «Град». В 1984 г. был создан снаряд «Прима», имеющий ту же дальность стрельбы и тот же калибр, что и «Град», но обладающий существенно большей эффективностью осколочного действия.

Одни из создателей РСЗО "Град": Александр Никитович Ганичев (справа) и Владимир Николаевич Рогожин

Все эти снаряды оперенные и проворачивающиеся. Они обладают высоким баллистическим качеством, кучность их стрельбы на 30...40 % выше кучности стрельбы снарядов второго поколения. Для повышения осколочного действия снаряд «Ураган» снабжен кассетной головной частью, а снаряд «Прима» имеет отделяющуюся головную часть с тормозным парашютом.

Родоначальником семейства РСЗО четвертого поколения является система «Смерч». Ее снаряд имеет систему автоматической угловой стабилизации на активном участке траектории и систему коррекции дальности стрельбы. Наличие системы управления на части траектории является отличительным признаком снарядов четвертого поколения. Головная часть снарядов этого поколения обычно снаряжается самоприцеливающимися или самонаводящимися боевыми элементами. Калибр снаряда «Смерч» - 300 мм, масса - 800 кг, максимальная дальность стрельбы - 70 км, кучность - весьма высокая. Более подробно устройство этих снарядов будет рассмотрено во втором разделе данного издания.

Генеральный директор ГНПП "Сплав" Николай Александрович Макаровец

Первый зам. Генерального директора, Главный конструктор ГНПП "Сплав" Геннадий Алексеевич Денежкин

Снаряды третьего и четвертого поколений созданы в Государственном научно-производственном предприятии «Сплав» (ранее НИИ-147) под руководством А.Н. Ганичева, Н.А. Макаровца и Г.А. Денежкина. В разработке этих снарядов и технологии их производства активное участие принимали ведущие специалисты предприятия: В.Н. Рогожин, В.Н. Маркин, В.И. Подчуфаров, В.И. Дмитриев, В.И. Медведев, Н.С. Чуков, Р.А. Кобылин, И.М. Арашкевич, В.Н. Белобрагин, Б.А. Белобрагин, С.Ф. Богданов, Ю.А. Камчатников, В.В. Семилет, Г.В. Калюжный, Б.М. Романовцев, А.А. Редько и многие другие.

РАЗДЕЛ I. ОБЩИЕ ВОПРОСЫ УСТРОЙСТВА И ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ РЕАКТИВНЫХ СНАРЯДОВ

Глава 1. Полет реактивного снаряда

1.1. Способы стабилизации снаряда

Полет реактивного снаряда (РС) называется стабилизированным, если в процессе движения его ось отслеживает касательную к траектории.

В настоящее время применяются два способа стабилизации РС: аэродинамический и гироскопический, иначе называемый стабилизацией вращением.

При реализации первого способа стабилизирующий момент создается нормальной аэродинамической силой, возникающей на хвостовом оперении реактивного снаряда (рис.1.1).

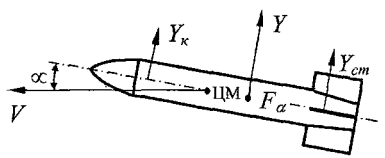


Рис.1.1. Схема возникновения стабилизирующего момента в плоскости тангажа

Рассмотрим механизм действия этого момента в плоскости тангажа, т.е. в вертикальной плоскости. Пусть в результате действия некоторых возмущающих факторов снаряд приобрел угол атаки α, т.е. угол между осью снаряда и проекцией вектора скорости на вертикальную плоскость, включающую в себя ось снаряда. Тогда на корпусе и стабилизаторах возникнут нормальные к оси снаряда силы $Y_к$ и $Y_{ст}$. Равнодействующая этих сил Y будет приложена в точке, называемой фокусом летательного аппарата (ЛА) по углу атаки F_α. Фокус по углу атаки есть центр давления распределенной аэродинамической нагрузки, действующей на ЛА с неотклоненными рулями. У современных РС рули отсутствуют, поэтому фокус по α можно называть центром давления.

Если F_α расположен за центром масс (ЦМ), т.е. $x_T - x_{F\alpha} < 0$, где x_T и $x_{F\alpha}$ - расстояния от носа снаряда до ЦМ и F_α, то стабилизирующий момент

$$M_{ст} = Y(x_T - x_{F\alpha}) \tag{1.1}$$

будет направлен в сторону уменьшения угла атаки. Об этом свидетельствует отрицательный знак момента. Такие снаряды называются статически устойчивыми. Количественной характеристикой статической устойчивости является коэффициент, или степень статической устойчивости

$$C_d = \frac{x_T - x_{F_\alpha}}{L}, \tag{1.2}$$

где L - длина снаряда.

У оперенных снарядов C_d = - (0,10...0,25). При такой статической устойчивости углы атаки в процессе продольных колебаний не превышают $2...3^0$. Аналогичные явления возникают и в плоскости рыскания.

Рассмотрим снаряд, стабилизируемый вращением. Его способность сопротивляться внешним моментам, стремящимся изменить направление его оси, носит название гироскопи-

ческой устойчивости. Фокус по углу атаки такого снаряда расположен перед центром масс, т.е. снаряд является статически неустойчивым (рис.1.2). Угол между вектором скорости и осью снаряда ν называется углом иутации. На рис.1.2 угол ν лежит в вертикальной плоскости, т.е. совпадает с углом атаки.

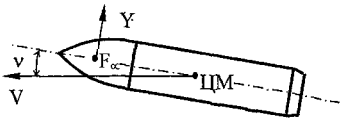


Рис.1.2. Схема возникновения опрокидывающего момента

Под влиянием опрокидывающего момента снаряд совершает прецессиониое движение, при котором плоскость угла нутации вращается относительно так называемой динамической оси.

Плоскость, содержащая касательную к траектории и динамическую ось, почти перпендикулярна к вертикальной плоскости, проходящей через касательную к траектории. Для снарядов, имеющих правое вращение, динамическая ось лежит справа (если смотреть по полету) от плоскости полета. Это обстоятельство вызывает появление боковой силы, направленной вправо по отношению к плоскости полета. Отклонение снаряда вправо (при левом вращении - влево) под действием этой силы носит название деривации.

Гироскопические свойства снаряда определяются его кинетическим моментом

$$H = J_x\,\omega_x\,,$$

где J_x – момент инерции, а ω_x – угловая скорость вращения относительно продольной оси.

Условие гироскопической устойчивости имеет вид [3]

$$\sigma^2 = 1 - 2S_м\left|m_z^\alpha\right| L J_z \frac{\rho V^2}{H^2} > 0, \qquad (1.3)$$

где ρ – плотность воздуха, $S_м$ – площадь миделя снаряда; L – длина снаряд; m_z^α – частная производная коэффициента момента тангажа по углу атаки; J_z – момент инерции сиаряда относительно поперечной центральной оси; V – скорость центра масс снаряда.

У устойчивого снаряда коэффициент σ может принимать значения от 0 до 1. При $\sigma \approx 1$ достигается абсолютная гироскопическая устойчивость. Ось снаряда в полете перестает отслеживать касательную к траектории и перемещается практически параллельно самой себе. Дальность стрельбы при этом резко падает.

У правильно сконструированного снаряда динамическая ось близка по своему направлению к вектору скорости. Угол между динамической осью и касательной к траектории δ_p в первом приближении

$$\delta_p = \frac{2H}{\rho S_м\left|m_z^\alpha\right| L}\frac{g\cos\theta}{V^3}, \qquad (1.4)$$

где θ – угол между вектором скорости и плоскостью горизонта; g – ускорение свободного падения.

Угол δ_p можно рассматривать как среднее за период прецессии значение угла нутации.

Анализ выражений (1.3) и (1.4) показывает, что расчетной точкой для обеспечения гироскопической устойчивости является конец активного участка траектории, а максимальное значение угла δ_p достигается в верхней точке траекторни. Следует отметить противоре-

чивость ситуации: при увеличении H растет гироскопическая устойчивость, что в общем случае хорошо, и одновременно растет среднее значение угла нутации, что, естественно, плохо.

В результате теоретических исследований и натурных экспериментов установлено, что наилучшие результаты достигаются при выполнении следующих условий

$$\sigma_A = 0{,}66\,, \qquad \delta_{p.B} < 2...4^0, \tag{1.5}$$

причем первое условие записывается для конца активного участка, а второе - для вершины траектории.

Для раскрутки снаряда относительно продольной оси до скорости ω_{x_A} применяют сопловой блок, выполненный в виде сопловой турбины (рис. 1.3), поэтому снаряды, стабилизируемые вращением, называют турбореактивными (ТРС).

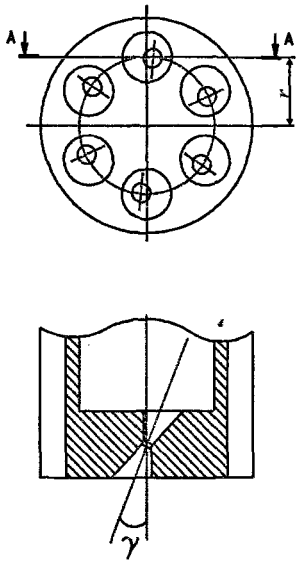


Рис. 1.3. Схема соплового блока ТРС

Угол наклона сопла определяется выражением

$$tg\gamma = \omega_{x_A} \frac{P_{y\partial}}{w_e} \frac{r_1^2}{rV_a}, \tag{1.6}$$

где r_1 – радиус момента инерции J_x; w_e – скорость истечения на срезе сопла, $P_{y\partial}$ – удельная тяга двигателя (отношение тяги к секундному расходу топлива); V_a – скорость снаряда к моменту окончания работы двигателя.

1.2. Дальность стрельбы

Траектория полета неуправляемого РС содержит активный, с работающим двигателем, и пассивный участки траектории (АУТ и ПУТ). Длина АУТ невелика и составляет десятки или сотни метров. Таким образом, большая часть траектории подчиняется законам движения свободно брошенного тела, т.е. является баллистической (рис.1.4.).

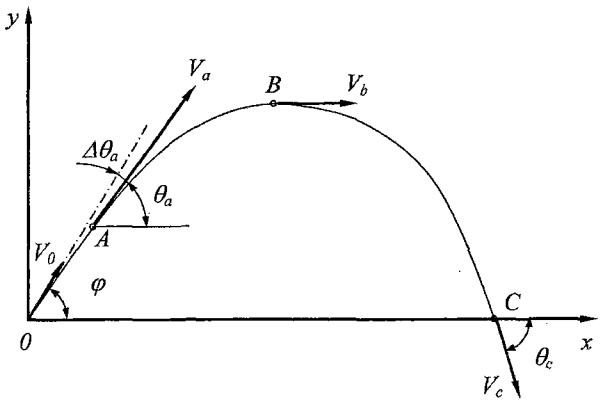


Рис.1.4. Траектория полета неуправляемого РС

Угол между направляющей пусковой установки (ПУ), т.е. невозмущенным вектором схода снаряда с направляющей V_0, и горизонтальной плоскостью в точке пуска называется углом возвышения φ. Угол между вектором скорости в конце АУТ и горизонтальной плоскостью в точке пуска называется углом бросания θ_a. Дальность стрельбы РСЗО обычно не превышает 100 км, поэтому без большой погрешности можно пренебречь поворотом плоскости местного горизонта в процессе полета снаряда и определять угол падения θ_c как угол между вектором скорости в точке падения V_c и плоскостью горизонта в точке пуска.

Дальность полета снаряда можно рассматривать как результат действия сил, приведенных к его центру масс. Углы атаки РС весьма малы, и вызванная ими подъемная сила практически не влияет на дальность полета. Дальность стрельбы при заданном значении угла возвышения определяется тягой двигателя Р и временем её действия τ_a, лобовым сопротивлением X_a и весом снаряда G (рис.1.5).

Тяга двигателя Р определяется выражением

$$P = m_c w_в + F_в(p_в - p_н), \tag{1.7}$$

где m_c – секундный массовый расход топлива; $w_в$ - скорость истечения продуктов сгорания на выходе из сопла, $F_в$ – площадь выходного сечения сопла; $p_в$ – статическое давление продуктов сгорания на выходе из сопла; $p_н$ – давление воздуха на высоте полета.

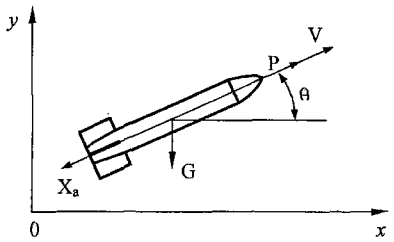


Рис.1.5. Силы, действующие на снаряд на АУТ

Лобовое сопротивление X_a можно вычислить по зависимости

$$X_a = C_{x_a} q S_м, \tag{1.8}$$

где C_{x_a} - коэффициент силы лобового сопротивления; $S_м$ – площадь миделя (максимального поперечного сечения корпуса) снаряда; q – скоростной напор набегающего потока воздуха ($q = 0{,}5\,\rho V^2$), ρ – плотность воздуха на высоте полета.

При определении силы тяжести G можно пренебречь ее изменением с высотой полета, архимедовой выталкивающей силой воздуха и пользоваться выражением

$$G = mg, \tag{1.9}$$

где m – текущая масса снаряда; g – ускорение свободного падения у поверхности Земли.

Система уравнений невозмущенного движения центра масс снаряда на АУТ имеет вид

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \frac{P}{m} - \frac{c_{x_a} q S_м}{m} - g\sin\theta, \\ \dot{\theta} &= -\frac{g}{V}\cos\theta, \\ m &= m_o - m_c t, \\ \dot{x} &= V\cos\theta, \\ \dot{y} &= V\sin\theta. \end{aligned} \tag{1.10}$$

Систему уравнений движения центра масс снаряда на ПУТ легко получить из уравнений (1.10), положив $P = 0$ и $m = m_a$, где m_a - масса снаряда в конце активного участка траектории.

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -\frac{c_{x_a} q S_м}{m_a} - g\sin\theta, \\ \dot{\theta} &= -\frac{g}{V}\cos\theta, \\ \dot{x} &= V\cos\theta, \\ \dot{y} &= V\sin\theta. \end{aligned} \tag{1.11}$$

Интегрируя численными методами системы уравнений (1.10) и (1.11) можно получить профили скоростей и форму траектории снаряда. Примерный вид профилей скоростей дан на рис.1.6. В качестве аргумента этого графика используется отношение текущего времени полета t к конечному времени $t_к$.

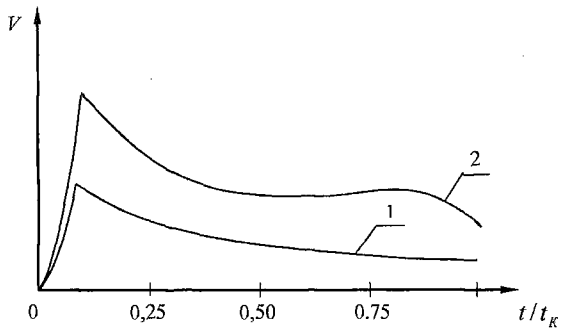


Рис.1.6. Профили скоростей РС:
1 – при X_{max} = 15…20 км; 2 – при X_{max} = 50…70 км

Анализируя профили скоростей, можно заметить, что максимальная скорость достигается в конце активного участка траектории. Затем под действием силы тяжести и лобового сопротивления происходит уменьшение скорости полета. После прохождения вершины траектории сила тяжести начинает работать на увеличение скорости. При стрельбе на малые дальности траектория проходит в плотных слоях атмосферы и лобовое сопротивление оказывается больше, чем проекция силы тяжести на касательную к траектории. В силу этого, скорость продолжает падать и на нисходящей ветви траектории. При стрельбе на большие дальности скорость снаряда после вершины траектории начинает расти, но при входе в более плотные слои атмосферы регистрируется ее снижение.

Угол поворота вектора скорости на АУТ при стрельбе иа максимальную дальность можно оценить по зависимости

$$\Delta\theta_a \approx 2arctg\left[1-\frac{2}{1+\left(\frac{V_o}{V_o+\dot{V}t}\right)^{\frac{g}{\dot{V}}}tg\frac{3\pi}{8}}\right]-\frac{\pi}{4},$$

которая получена в результате интегрирования второго уравнения системы (1.10) при $\theta_o=\frac{\pi}{4}$.

Дальность стрельбы X может быть представлена в виде следующей функциональной зависимости:

$$X = X(V_a,\ \theta_a,\ c,\ x_a,\ y_a),$$

где, кроме известных величин, c – баллистический коэффициент снаряда на ПУТ;

x_a и y_a – координаты конца АУТ.

Баллистический коэффициент определяется по выражению

$$c = \frac{iD^2}{m_a} \cdot 10^3 \qquad (1.12)$$

где i – коэффициент формы снаряда; D – калибр; m_a – масса снаряда в конце АУТ.

Коэффициент i учитывает влияние формы снаряда на его лобовое сопротивление:

$$i = \frac{c_{x_a}}{c_{x_a}^{эт}}, \qquad (1.13)$$

где c_{x_a}, $c_{x_a}^{эт}$ - коэффициенты лобового сопротивления данного и эталонного снарядов соответственно.

Полная дальность стрельбы РС X является суммой дальностей полета на активном и пассивном участках траектории:

$$X = X_{АУТ} + X_{ПУТ}.$$

Составляющие полной дальности стрельбы могут быть вычислены путем интегрирования уравнений движения центра масс сиаряда на активном (1.10) и пассивном (1.11) участках полета.

Рассматривая движение снаряда на АУТ как равноускоренное, можно получить приближенную формулу для вычисления $X_{АУТ}$:

$$X_{АУТ} \approx 0{,}5 V_a t_a \cos\theta_a,$$

где t_a – время полета на АУТ.

Длина активного участка траектории – всего десятки или сотни метров, поэтому с некоторой погрешностью можно принимать, что $X \approx X_{ПУТ}$.

Основным фактором, определяющим максимальную дальность стрельбы, является скорость V_a в конце АУТ. Она может быть вычислена интегрированием системы уравнений (1.10).

При малом времени работы двигателя ($t_a < 1...2$ с) практически вся энергия топлива расходуется на разгон РС до скорости V_a, т.е. на преодоление инерционного сопротивления. Затраты топлива на компенсацию веса и преодоление лобового сопротивления обычно не превышают 3…5% от затрат на разгон.

Для приближенной оценки скорости в конце АУТ можно пренебречь влиянием силы тяжести и атмосферы, т.е. рассмотреть разгон РС при условиях, для которых получена известная формула К.Э.Циолковского. Тогда

$$V_a \approx V_ц = -P_{уд} \ln\frac{m_a}{m_0}, \qquad (1.14)$$

где $P_{уд}$ – удельная тяга двигателя, т.е. отношение тяги к секундному массовому расходу топлива; m_0 и m_a – стартовая и конечная массы ракеты.

Зависимость X от угла бросания θ_a представлена на рис.1.7.

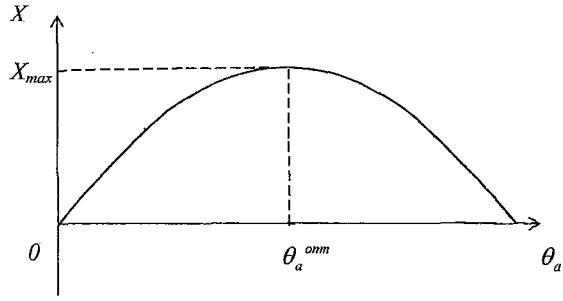


Рис.1.7. Зависимость дальности стрельбы от угла бросания

Как видно из рис.1.7, дальность стрельбы можно регулировать путем изменения угла бросания θ_a (за счет изменения угла возвышения φ). Также очевидно, что существует оптимальный угол бросания $\theta_a^{опт}$, при котором дальность стрельбы максимальна.

Как известно, при отсутствии атмосферы $\theta_a^{опт} = 45^0$. У реальных РС $\theta_a^{опт} = 45...55^0$. Это объясняется тем, что при увеличении угла бросания снаряд быстрее выходит в разреженные слои атмосферы. А это приводит к уменьшению импульса силы лобового сопротивления и к увеличению дальности полета.

Вполне очевидно, что с уменьшением баллистического коэффициента c дальность стрельбы растет. Рассмотрим влияние параметров снаряда на величину c. Для этого представим массу РС в конце АУТ следующим образом:

$$m_a = \rho_{ср.а} \frac{\pi D^3}{4} \lambda, \tag{1.15}$$

где $\rho_{ср.а}$ – средняя плотность цилиндра, описанного вокруг РС; λ – удлинение (отношение длины к калибру) корпуса снаряда.

Выражая калибр из зависимости (1.15) и подставляя его в формулу (1.12), получим

$$c = \frac{1175i}{\rho_{ср.а}^{2/3} \lambda^{2/3}} \cdot \frac{1}{m_a^{1/3}}. \tag{1.16}$$

Отсюда видно, что уменьшения баллистического коэффициента можно добиться путем увеличения средней плотности и удлинения корпуса (фюзеляжа).

От удлинения корпуса зависит и коэффициент C_{x_a}, а следовательно, и коэффициент формы снаряда i. Аэродинамические расчеты показывают, что при сверхзвуковой скорости полета минимальным лобовым сопротивлением обладает корпус с удлинением λ=25...30. У реальных оперенных РС удлинение корпуса несколько меньше: λ = 17...25. Отступление от аэродинамически оптимального удлиинения объясняется трудностью создания двигателя большого удлинения и необходимостью обеспечения требуемой жесткости корпуса.

Удлинение корпуса турбореактивных снарядов (ТРС) существенно меньше, чем у оперенных, и составляет 5...8. Это объясняется следующими обстоятельствами. Во-первых, при уменьшении удлинения падает величина опрокидывающего момента (см. рис.1.2) за счет уменьшения плеча нормальной аэродинамической силы. Во-вторых, растет кинетический момент снаряда за счет увеличения его калибра. И в-третьих, увеличивается плечо окружной составляющей тяги, вызывающей вращение ТРС относительно продольной оси, что позволя-

ет уменьшить угол наклона сопла γ. Последнее обстоятельство способствует увеличению скорости ТРС в конце АУТ.

Малое удлинение корпуса ТРС приводит к существенному увеличению баллистического коэффициента, поэтому эти снаряды обладают низким баллистическим качеством. В соответствии с современными воззрениями применение ТРС оправдано только на дальностях, не превышающих 10 км.

Снова обратимся к формуле баллистического коэффициента (1.16) и отметим одно важное обстоятельство. Оказывается, он уменьшается при увеличении конечной массы РС. Отсюда следует вывод, что с точки зрения баллистики выгоднее вместо нескольких десятков РС, входящих в состав залпа, использовать один большой снаряд с кассетной головной частью.

Координаты конца АУТ x_a и y_a оказывают слабое влияние на дальность стрельбы. При увеличении времени работы двигателя они растут, т.е. растут длина АУТ и $X_{АУТ}$. Одновременно уменьшаются V_a и $X_{ПУТ}$. Полная дальность стрельбы при этом меняется мало, но все же следует отметить увеличение дальности при увеличении времени активного полета.

1.3. Рассеивание

1.3.1. Общие сведения

Если взять партию снарядов, изготовленных по одним и тем же чертежам и техническим условиям, и произвести их пуск с направляющих одной и той же пусковой установки, с одной стартовой позиции, при одних и тех же установках прицельных приспособлений, то всё же обнаружится разброс точек падения снарядов. Это явление вызывается лежащими в пределах допуска отклонениями параметров снаряда от номинальных значений и называется техническим рассеиванием. Траектории снарядов в этом случае образуют пучок (или сноп) траекторий, исходящий из одной точки.

Рассеивание точек падения реактивных и артиллерийских снарядов подчиняется нормальному закону распределения, при этом точки падения располагаются на плоскости в пределах эллипса, называемого эллипсом рассеивания (рис.1.8). Центр эллипса совпадает с центром рассеивания (или центром группирования).

Рассмотрим рассеивание по дальности. Нормальный закон распределения координаты x точек падения имеет следующий вид:

$$f(x) = \frac{1}{\sigma_x \sqrt{\pi}} \exp\left[-\frac{(x - m_x)^2}{2\sigma_x^2} \right], \qquad (1.17.)$$

где m_x – математическое ожидание координаты x точек падения (координата центра группирования); σ_x – среднее квадратическое отклонение точек падения по дальности.

В качестве количественной характеристики рассеивания используется вероятное, или срединное, отклонение по дальности $B_д$. Между вероятным и средним квадратическим отклонениями существует связь

$$B = 0{,}6745\sigma. \qquad (1.18)$$

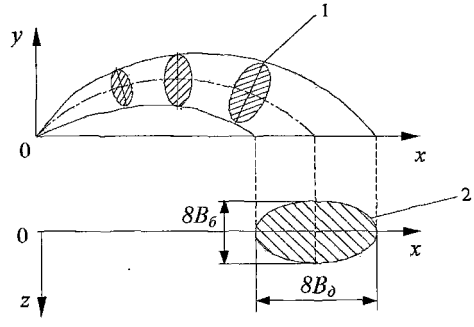


Рис.1.8. Схема рассеивания траекторий:
1 – сноп траекторий; 2 – эллипс рассеивания

Многочисленные стрельбы показали, что корреляционные связи между рассеиванием по дальности и рассеиванием по направлению несущественны и без большой погрешности отклонения по дальности и по направлению можно считать независимыми. Рассеивание по направлению (боковое рассеивание) характеризуют вероятным боковым отклонением $B_б$.

Оси эллипса рассеивания имеют длину $8B_д$ и $8B_б$ (рис.1.8). Вероятности попадания снарядов в различные участки эллипса рассеивания при расчете рассеивания по дальности [6] приведены на рис.1.9. Из рис.1.9 следует, что 50 % всех снарядов имеют отклонение от центра группирования по дальности больше $B_д$ и 50 % – меньше $B_д$.

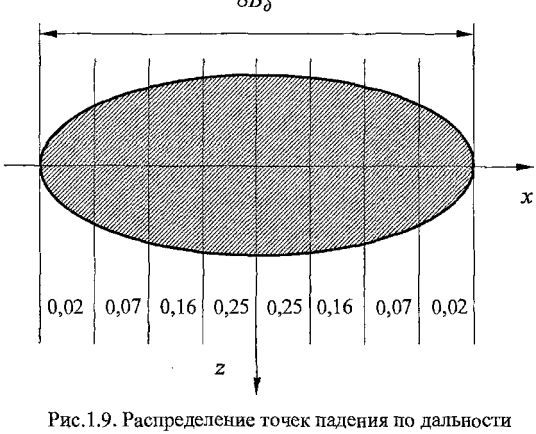


Рис.1.9. Распределение точек падения по дальности

Аналогичная картина получается при рассмотрении рассеивания по направлению При небольшой разнице между $B_д$ и $B_б$ в качестве обобщенной характеристики рассеивания можно использовать приведенное круговое рассеивание, равное $\sqrt{B_д B_б}$.

Вероятные отклонения $B_д$ и $B_б$ являются абсолютными характеристиками рассеивания. Для сравнения кучности боя снарядов с разной дальностью стрельбы X используют относительные характеристики рассеивания $B_д / X$ и $B_б / X$. Значения этих характеристик для некоторых РС приведены в табл.1.1.

Таблица 1.1

Характеристики относительиого рассеивания при стрельбе на максимальную дальность

РС	М-24Ф	М-24ФУД	М-14 0Ф	М-21 0Ф "Град"	9М28Ф "Град-1"	9М27К "Ураган"
$B_д / X$	1/150	1/150	1/140	1/203	1/250	1/180
$B_б / X$	1/100	1/90	1/90	1/104	1/110	1/140

1.3.2. Рассеивание по дальности

Ранее было показано, что дальность стрельбы РС в основном определяется тремя независимым аргументами: скоростью в конце активного участка траектории V_a, углом бросания θ_a и баллистическим коэффициентом c, т.е. $X \approx f(V_a, \theta_a, c)$. Дальность стрельбы можно рассматривать как случайную величину, являющуюся функцией случайных аргументов. Разлагая эту функцию в ряд Тейлора в окрестности точки падения и сохраняя только линейные члены разложения, можно получить

$$B_д = \sqrt{\left(\frac{\partial X}{\partial V_a} r_{V_a}\right)^2 + \left(\frac{\partial X}{\partial \theta_a} r_{\theta_a}\right)^2 + \left(\frac{\partial X}{\partial c} r_c\right)^2}, \qquad (1.19)$$

где r_{V_a} – срединное (вероятное) отклонение V_a, r_{θ_a} – срединное отклонение θ_a и r_c – срединное отклонение c.

Срединные отклонения случайных аргументов определяются экспериментально. В частности, величина r_{V_a} определяется по результатам баллистических стрельб с использованием формулы

$$r_{V_a} = 0{,}6745\sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n}\left[(V_a)_i - (V_a)_{cp}\right]^2}{n-1}},$$

где $(V_a)_{cp}$ – среднее значение V_a; n – число пусков.

Частные производные, входящие в выражение (1.19), иазывают коэффициентами чувствительности функции дальности по соответствующему аргументу. Они определяются методами машинных (на ЭВМ) и натурных (стрельбой) экспериментов.

Рассмотрим коэффициент чувствительности по углу бросания. График зависимости дальности стрельбы от угла бросания приведен на рис.1.10.

Как видно из рис.1.10, одинаковые погрешности в угле бросания $(\Delta\theta_a)_1 = (\Delta\theta_a)_2$ вызывают различные отклонения в дальности стрельбы, причем эти отклонения тем меньше, чем ближе угол бросания к оптимальному значению $(\Delta X_2 < \Delta X_1)$. Коэффициент чувствительности $\partial X / \partial \theta_a$ равен нулю при $\theta_a = \theta_a^{опт}$.

Это обстоятельство используется для уменьшения рассеивания по дальности при стрельбе по близкорасположенным целям путем применения тормозных колец.

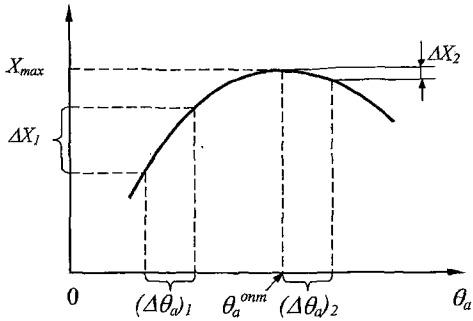


Рис.1.10. Зависимость дальности стрельбы от угла бросания

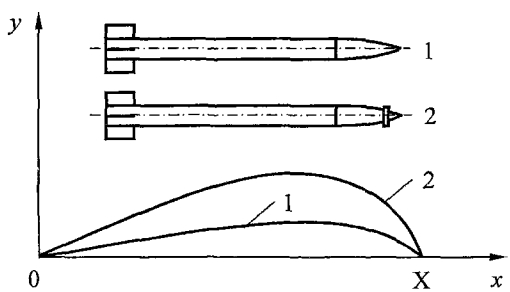


Рис.1.11. Траектории полета на малую дальность:
1 - без тормозного кольца, 2 - с тормозным кольцом

Как видно из рис.1.11, наличие тормозного кольца позволяет стрелять на малые дальности с большими углами бросания, что приводит к уменьшению $B_д$.

1.3.3. Рассеивание по направлению

Боковое рассеивание, или рассеивание по направлению, определяется в основном углом ψ_a между теоретической плоскостью стрельбы и возмущенным положением вектора скорости центра масс снаряда в конце активного участка траектории.

Боковое отклонение отдельного снаряда, как это видно из рис.1.12, определяется выражением

$$\Delta z = \frac{x}{\cos\theta_a}\psi_a . \tag{1.20}$$

Используя понятие срединного отклонения угла ψ_a, можно записать

$$B_б = \frac{x}{\cos\theta_a} r_{\psi_a} . \tag{1.21}$$

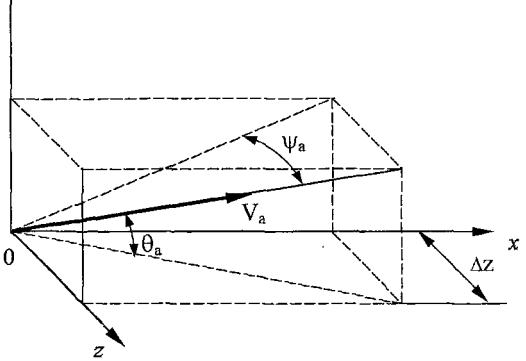


Рис.1.12. Схема формирования рассеивания по направлению

Вероятное отклонение по направлению можно представить в виде следующего выражения:

$$B_б = \sqrt{(B_б)_a^2 + (B_б)_n^2}\,, \tag{1.22}$$

где $(B_б)_a$ – составляющая вероятного отклонения по направлению, вызванная возмущающими факторами, действующими на активном участке, а $(B_б)_n$ - на пассивном участке траектории.

Опыт показывает, что $(B_б)_n \approx 0$, т.е. рассеивание по направлению формируется в основном на АУТ.

По аналогии с рассеиванием по направлению можно записать

$$B_д = \sqrt{(B_д)_a^2 + (B_д)_n^2}\,, \tag{1.23}$$

причем при $\theta_a < 25^o$ можно принимать, что $B_д \approx (B_д)_a$. При стрельбе с большими углами бросания $(B_д)_a < B_д$, т.е. необходимо учитывать факторы, вызывающие рассеивание при движении на пассивном участке траектории. При стрельбе с θ_a, близким к $\theta_a^{опт}$, производная $\partial X / \partial \theta_a$ невелика (см. рис.1.10). Это приводит к тому, что при стрельбе на большие дальности эллипс рассеивания вытянут в боковом направлении, а при стрельбе на малые дальности – вдоль плоскости стрельбы (рис.1.13).

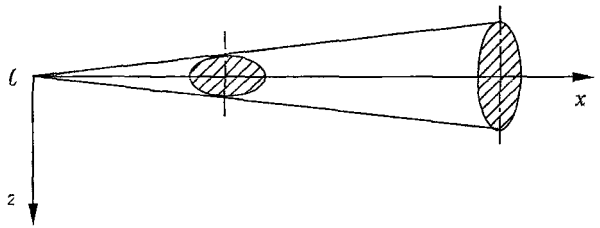


Рис.1.13. Эллипсы рассеивания при стрельбе на разные дальности

1.3.4. Причины рассеивания и способы его уменьшения

Анализируя выражение (1.19), можно установить, что основным направлением уменьшения рассеивания по дальности является уменьшение срединных отклонений r_{V_a}, r_{θ_a}, r_c.

Основными причинами, вызывающими отклонения V_a от расчетного значения, являются:

разброс массы топливного заряда;
разброс единичного импульса топлива;
разброс времени работы двигателя;
разброс пассивной массы снаряда;

При увеличении времени работы двигателя τ уменьшается V_a, что приводит к уменьшению дальности пассивного участка траектории. Одновременно увеличивается дальность, достигаемая на активном участке, что в итоге уменьшает влияние разброса τ на рассеивание по дальности.

Основной причиной отклонений угла бросания при отсутствии ошибок прицеливания является разброс времени работы двигателя. Уменьшения коэффициента чувствительности $\partial X/\partial\theta_a$ при стрельбе на малые дальности можно добиться использованием тормозных колец.

Причинами, вызывающими отклонение баллистического коэффициента от расчетного значения, являются:

разброс пассивной массы снаряда;
погрешности внешних форм снаряда;
погрешности при установке стабилизаторов.

Рассматривая боковое рассеивание, можно указать следующие причины, вызывающие отклонение вектора скорости на угол ψ_a:

эксцентриситет тяги двигателя;
эксцентриситет полного вектора аэродинамических сил;
эксцентриситет центра масс (смещение центра масс с геометрической оси снаряда);
начальные возмущения, возникающие при выходе снаряда из пусковой трубы (сходе с направляющей),
боковой ветер.

Большая часть рассеивания по направлению формируется на критическом участке траектории. Длина критического участка $S_{кр}$ – это путь, проходимый снарядом после схода с направляющей за первую половину периода продольных колебаний, то есть это путь, который проходит снаряд до момента совпадения его оси с вектором скорости.

Рассмотрим характер изменения угла нутации ν (рис.1.14), определяемого выражением

$$\nu = \sqrt{\alpha^2 + \beta^2}\ , \qquad (1.24)$$

где α – угол атаки; β – угол скольжения.

Как видно из рис.1.14, несимметричный характер двух первых полупернодов колебаний угла нутации ν приводит к необратимому отклонению угла ψ_a от нулевого значения и, как следствие, к боковому отклонению снаряда от плоскости стрельбы.

Появление угла ψ_a есть результат воздействия на снаряд возмущающих факторов в момент схода с направляющей. Механизм взаимодействия снаряда с направляющей достаточно сложен. Он определяется изменением условий контакта центрирующих утолщений с пусковой трубой в процессе движения снаряда, недостаточной жесткостью пусковой установки, воздействием на пакет направляющих газовой струи и другими факторами.

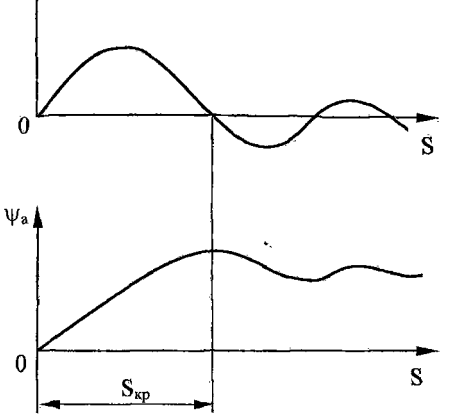


Рис.1.14. Характер изменения углов ν и ψ_a

Эффективным способом снижения влияния эксцентриситетных факторов на боковое рассеивание оперенных снарядов является их принудительное проворачивание относительно продольной оси. Частота вращения снаряда подбирается экспериментально. При ее подборе следует исключать возникновения резонансных явлений, развивающихся при близости частоты продольных колебаний и частоты вращения (см. раздел 1.4).

1.3.5. Рассеивание из-за ошибок подготовки исходных денных стрельбы

Центр группирования точек падения снарядов, разброс которых определяется техническим рассеиванием, в общем случае не совпадает с центром цели. Это несовпадение является случайной функцией случайных аргументов. В качестве аргументов выступают ошибки подготовки исходных данных стрельбы, которые можно объединить в четыре группы.

Первая группа ошибок – это погрешности топографической подготовки, т.е. ошибки в определении координат огневой позиции и цели. Доля этой ошибки в суммарной ошибке подготовки исходных данных уменьшается с увеличением дальности стрельбы.

Вторая группа ошибок – ошибки метеорологической подготовки стрельбы, т.е. погрешности в определении скорости ветра и температуры воздуха на АУТ и ПУТ и приземного давления. С увеличением дальности стрельбы вклад этих ошибок в рассеивание по дальности уменьшается, а вклад в рассеивание по направлению растет.

Третья группа ошибок – баллистические ошибки. Это ошибки при определении температуры топливного заряда и погрешности, возникающие при неучете разброса единичного импульса топлива между партиями снарядов. Вклад этих ошибок в рассеивание увеличивается с ростом дальности стрельбы.

Четвертую группу ошибок составляют ошибки прицеливания, т.е. ошибки, допущенные при наведении пусковой установки и при составлении таблиц стрельбы.

1.3.6. Полное рассеивание

При реальной стрельбе имеют место и техническое рассеивание, и рассеивание, вызванное ошибками подготовки исходных данных. Таким образом, для вероятных отклоиеиий полного рассеивания по дальности $(B_д)_п$ и по направлению $(B_б)_п$ можно записать

$$(B_д)_п = \sqrt{B_д^2 + E_x^2}, \qquad (B_б)_п = \sqrt{B_б^2 + E_z^2},$$

где E_x и E_z - вероятные отклонения по дальности и направлению, вызванные ошибками подготовки исходных данных.

Техническое рассеивание определяет кучность, а рассеивание из-за ошибок подготовки исходных данных – точность стрельбы.

На рис.1.15, а указан случай, когда ошибки подготовки исходных данных отсутствуют, а техническое рассеивание достаточно велико. На рис.1.15, б приведен вариант, соответствующий высокой кучности, но низкой точности стрельбы.

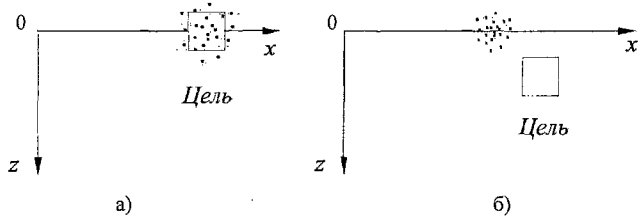


Рис.1.15. Варианты результатов стрельбы:
а – высокая точность н низкая кучность; б – иизкая точность и высокая кучность.

Анализируя рис.1.15, можно сказать, что при больших ошибках подготовки исходных данных высокая кучность стрельбы может привести к непоражению цели. Такой же результат будет получен при высокой точности, но очень низкой кучности стрельбы. Следовательно, при существующем уровне ошибок подготовки исходных данных (E_x, E_z) можно найти параметры технического рассеивания ($B_д$, $B_б$), обеспечивающие минимальный расход снарядов на поражение типичной площадной цели.

1.4. Проворачивание оперенных снарядов

Кучность стрельбы оперенными снарядами можно существенно повысить, если придать им вращение относительно продольной оси. Частота вращения обычно невелика и составляет 15...20 оборотов в секунду. При такой частоте гироскопический эффект стабилизации практически не проявляется, поэтому такие снаряды называются не вращающимися, а проворачивающимися относительно продольиой оси.

Рассмотрим механизм влияния проворачивания иа повышение кучности. Одной из причин рассеивания являются неточности, допущенные при изготовлении конструкции снаряда и приводящие к эксцентриситетам аэродинамической и газодинамической сил. Можно ввести в рассмотрение результирующий момент этих сил и плоскость его действия. Невращающийся снаряд будет уходить с расчетной траектории в плоскости действия результирующего возмущающего момента. Если снаряд проворачивается, то вместе с ним провора-

чивается и плоскость действия возмущающего фактора, и его влияние на снаряд за один оборот практически сводится к нулю.

При выборе скорости проворачивания следят за тем, чтобы частота вращения не совпадала с частотой продольных колебаний снаряда, т.к. в этом случае возникает резонансная раскачка РС.

Собственная циклическая частота продольных колебаний РС определяется выражением

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{57.3\left|m_z^{\alpha}\right|\rho V^2 S_м L}{2J_z}}, \qquad (1.25)$$

где $m_z{}^{\alpha}$ – частная производная коэффициента момента тангажа по углу атаки, 1/град; ρ – плотность воздуха, $S_м$ – площадь миделя, L – длина снаряда, J_z – момент инерции снаряда относительно поперечной центральной оси.

Из условия совпадения частоты ω_0 с частотой проворачивания ω получим

$$\frac{\omega}{V} = k,$$

где

$$k = \sqrt{\frac{57.3\left|m_z^{\alpha}\right|\rho \cdot S_i L}{2J_z}}.$$

Практика отработки РС показывает, что резонансная раскачка возникает, если

$$0.5k < \frac{\omega}{V} < 1.5k, \qquad (1.26)$$

т.е. существует опасный диапазон соотношений скорости полета и частоты проворачивания снаряда.

Большая часть рассеивания по направлению (см. раздел 1.3.) формируется на начальном, критическом участке траектории. Следовательно, РС должен покидать пусковую установку, уже имея необходимую скорость проворачивания. Эту задачу обычно решают путем использования автономного двигателя проворота или за счет создания на пусковой трубе винтового паза и установки в кормовой части РС ведущего штифта, который и обеспечивает закрутку снаряда. Дальнейшая закрутка снаряда производится за счет косопоставленного оперения.

На рис.1.16 показано, как будет изменяться относительная частота вращения $\omega_н/V$, вызванная только наличием винтового паза направляющей, как будет изменяться относительная скорость вращения $\omega_{оп}/V$, вызванная только косопоставленным оперением, и как будет изменяться относительная скорость вращения $(\omega_н + \omega_{оп})/V$, когда применяются оба способа закрутки. В последнем случае относительная скорость вращения $(\omega_н + \omega_{оп})/V$ не попадает в резонансную область.

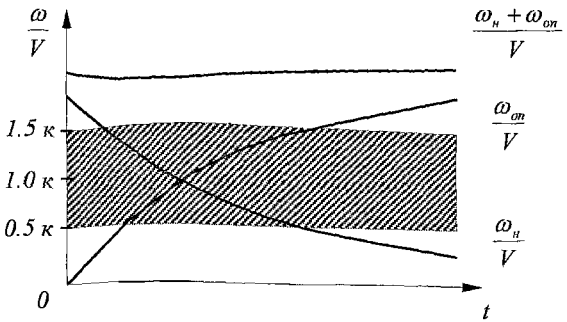


Рис.1.16. Зависимость ω/V от времени

Определим угол наклона винтового паза направляющей из условия обеспечения заданного значения $\omega_н$. Для этого рассмотрим развертку пусковой трубы (рис.1.17).

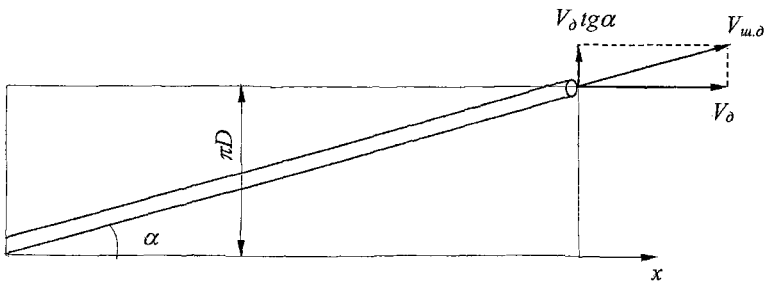


Рис.1.17. Развертка пусковой трубы

Вектор скорости ведущего штифта на выходе из пусковой трубы, т.е. дульную скорость штифта $\overline{V}_{ш.д}$, можно представить как сумму скоростей при поступательном движении $\overline{V}_д$ и при вращении относительно оси снаряда $\overline{V}_д tg\alpha$, где α - угол наклона винтового паза. Учитывая, что

$$\omega_н \frac{D}{2} = V_д tg\alpha,$$

получим

$$\alpha = arctg\left(\frac{D}{2}\frac{\omega_н}{V_д}\right).$$

Требуемое значение $\omega_{оп}$ обеспечивается косопоставленными стабилизаторами. Угол перекоса стабилизаторов, т.е. угол между осью снаряда и хордой стабилизатора, определяют из условия равенства вращающего и демпфирующего моментов.

1.5. Блоки аэродинамических стабилизаторов

Аэродинамические стабилизаторы обычно устанавливаются на цидиндрической или конической оболочке, образуя блок аэродинамических стабилизаторов. На РС первого поколения применялись нескладывающиеся стабилизаторы. Каждый стабилизатор изготавливался из двух половинок, полученных штамповкой из стального листа и сваренных контактной сваркой (рис.1.18).

Стабилизаторы крепятся к конической обечайке также контактной сваркой. Блок стабилизаторов устанавливается в кормовой части снаряда вокруг сопла.

Нескладывающиеся стабилизаторы просты по конструкции, но приводят к существенному увеличению поперечных размеров снаряда, что, в свою очередь, резко уменьшает число снарядов в залпе.

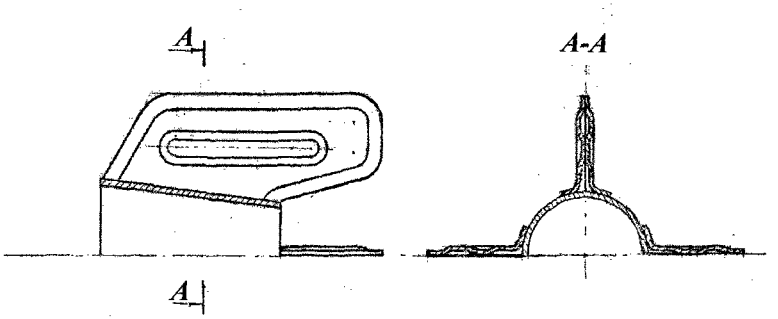


Рис.1.18. Схема блока аэродинамических нескладывающихся стабилизаторов

Складывающиеся стабилизаторы выполняются в двух вариантах: с искривленной по дуге окружности аэродинамической поверхностью (рис.1.19) и с плоской аэродинамической поверхностью (рис.1.20).

Рассмотрим первый вариант. В исходном состоянии стабилизаторы 2 сложены и удерживаются от раскрытия кольцом 5, которое сбрасывается в процессе введения снаряда в трубчатую направляющую. При выходе из направляющей стабилизаторы под действием пружин 4 раскрываются. Эти же пружины заставляют стабилизаторы после раскрытия перемещаться назад и входить в пазы а на корпусе блока стабилизаторов. Таким образом, пружины обладают двойным действием: работая на кручение, они обеспечивают раскрытие стабилизаторов, а работая на сжатие – их фиксацию в раскрытом положении.

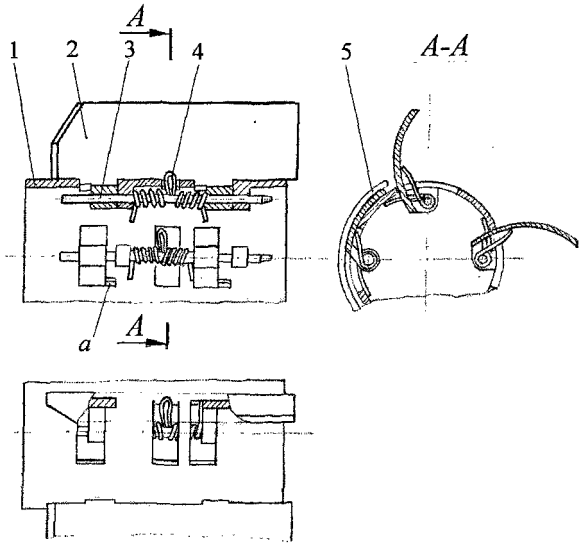


Рис.1.19. Схема блока искривленных складывающихся стабилизаторов:
1 – корпус блока стабилизаторов; 2 – стабилизатор; 3 – ось стабилизатора;
4 – пружина; 5 – кольцо; а – паз на корпусе блока стабилизаторов

На рис.1.20 приведена конструкция плоских стабилизаторов, применяемых на авиационных РС. Роль корпуса блока стабилизаторов играет сопловая крышка двигателя 1, снабженная проушинами для крепления стабилизаторов. Площадь одного стабилизатора ограничена контуром сопла и образующей пусковой трубы, поэтому для обеспечения необходимого стабилизирующего момента приходится применять 6...8 стабилизаторов 2. При выходе из пусковой трубы стабилизаторы раскрываются. Первоначальный импульс раскрытия формируется пружиной 4, работающей на кручение. В дальнейшем к силе упругости пружины добавляются инерционная сила стабилизатора и его лобовое сопротивление. Под действием моментов указанных сил стабилизатор поворачивается относительно оси 3 на угол около 120^0. Ограничителем угла отклонения является упор 5, запрессованный в верхнюю прорезь проушины. Фиксация стабилизатора в раскрытом положении в данной конструкции отсутствует. После небольшого упругого отскока стабилизатор прижимается к упору набегающим потоком.

Для упрощения сборки блока стабилизаторов, оси 3 снабжены боковыми лысками *а*, которые позволяют вводить ось вместе со стабилизатором и пружиной через переднюю прорезь проушин. Затем ось повертывается на 90^0 и фиксируется в этом положении обоймой 6.

Рассмотрим определение площади стабилизатора. Под площадью стабилизатора S_{cm} понимают площадь двух его консолей (лопастей), лежащих в одной плоскости.

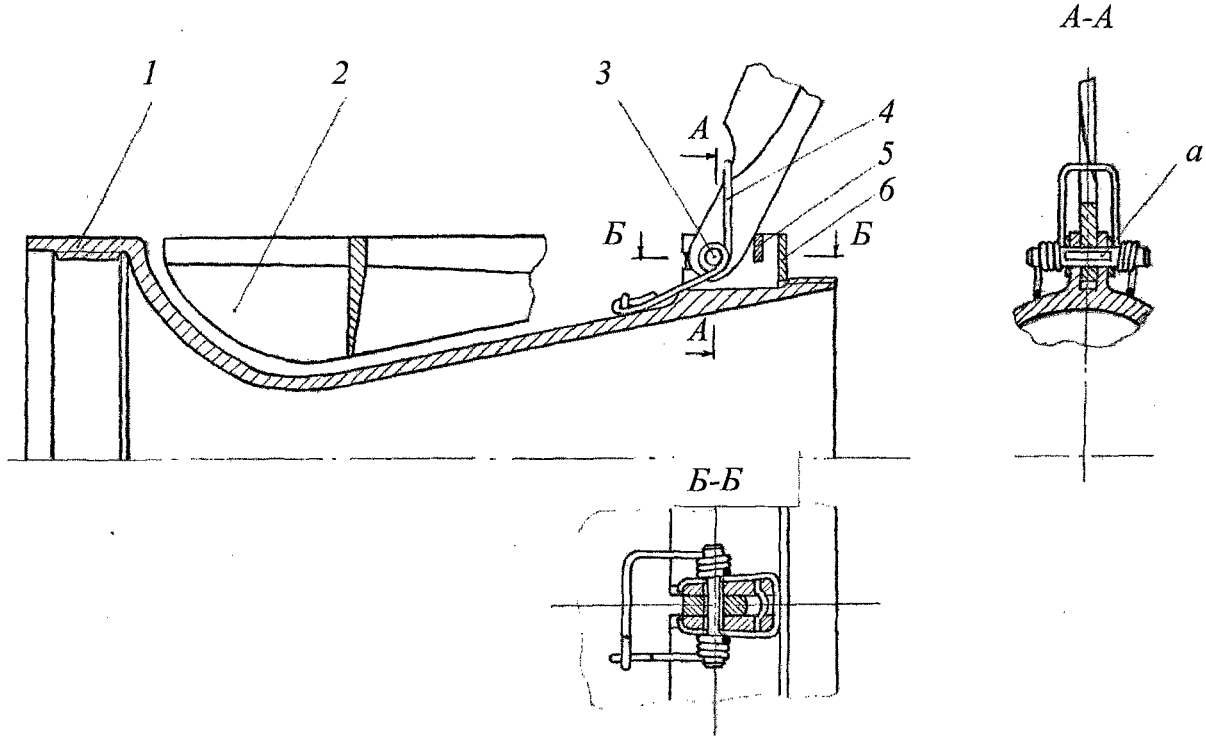


Рис. 1.20. Блок стабилизаторов авиационных неуправляемых РС:
1-сопловая крышка двигателя, 2-стабилизатор, 3-ось стабилизатора, 4-пружина, 5 - упор, 6 - обойма, а - лыска на оси стабилизатора

Стабилизаторы смещают назад фокус снаряда по углу атаки, поэтому их площадь определяется из условия обеспечения требуемой степени статической устойчивости в плоскости, перпендикулярной плоскости их расположения.

Координату фокуса снаряда по углу атаки x_{F_α} можно найти из выражения (1.2), в соответствии с которым

$$x_{F_\alpha} = x_T - C_d L \, .$$

Напомним, что $C_d < 0$ и, следовательно, $x_{F_\alpha} > x_T$.

Площадь стабилизатора определяется из условия обеспечения требуемого положения фокуса по углу атаки:

$$S_{cm} = \frac{C_{y\,к}^{\alpha}}{C_{y\,cm}^{\alpha}} \cdot \frac{x_{F_\alpha} - x_{d_к}}{x_{d_{cm}} - x_{F_\alpha}} \cdot S_м \, ,$$

где $C_{y\,к}^{\alpha}$ и $C_{y\,cm}^{\alpha}$ – частные производные коэффициентов нормальных аэродинамических сил корпуса и стабилизатора по углу атаки; $x_{d_к}$ и $x_{d_{cm}}$ – координаты центров давления корпуса и стабилизатора.

Методы вычисления аэродинамических производных и координат центров давлений приводятся в учебниках по аэродинамике и динамике полета, в частности, в работе [12].

Для обеспечения проворачивания снаряда относительно продольной оси консоли стабилизатора устанавливаются под углом к плоскости симметрии снаряда. Угол наклона определяют из условия равенства вращающего момента демпфирующему моменту, зависящему от скорости вращения и препятствующему этому вращению. Угол установки консолей стабилизатора невелик и обычно не превышает $2...3^0$.

1.6. Системы коррекции траектории

Вполне очевидно, что с увеличением дальности стрельбы абсолютные характеристики технического рассеивания ($B_д$ и $B_б$) растут быстрее, чем соответствующие характеристики рассеивания, вызванного погрешностями подготовки исходных данных (E_x и E_z).

Число снарядов, используемых при решении типичной боевой задачи, будет минимальным, если при существующем уровне ошибок подготовки исходных данных относительное техническое рассеивание будет соответствовать данным, приведенным в таблице 1.2.

Для РСЗО первого уровня дальности (X < 30 км) достижение требуемых характеристик кучности стрельбы возможно путем совершенствования традиционной схемы снаряда. Для дальнобойных РСЗО второго (X < 60 км) и третьего (X < 100 км) уровней дальности обеспечение требуемых характеристик возможно лишь при создании систем коррекции траектории.

Различают системы коррекции, работающие по принципу парирования возмущений, и системы, функционирующие по принципу компенсации отклонений баллистических параметров, вызванных этими возмущениями. Приборная и силовая реализации этих систем должны быть предельно просты и экономичны.

Таблица 1.2

Требуемые значения относительного технического рассеивания

Максимальная дальность стрельбы, км	Площадь цели $(16 \ldots 50) \cdot 10^4$ м^2	Площадь цели $(4 \ldots 100) \cdot 10^4$ м^2
30	$\frac{1}{280} \ldots \frac{1}{150}$	$\frac{1}{350} \ldots \frac{1}{135}$
60	$\frac{1}{500} \ldots \frac{1}{280}$	$\frac{1}{600} \ldots \frac{1}{230}$
100	$\frac{1}{840} \ldots \frac{1}{500}$	$\frac{1}{900} \ldots \frac{1}{380}$

Рассмотрим парирующую систему коррекции траектории по направлению. Как было ранее рассмотрено (см. раздел 1.3.4), рассеивание по направлению формируется в основном на критическом участке АУТ, поэтому работу системы коррекции по направлению целесообразно ограничить активным участком или его частью. Исследования показали, что основным фактором, вызывающим рассеивание по направлению является скорость поворота оси снаряда в плоскости рыскания. В качестве чувствительного элемента, т.е. датчика угловой скорости (ДУС) оси снаряда, может быть использован двухстепенной демпфированный гироскоп [9]. В качестве исполнительного элемента системы коррекции может быть использован управляющий двигатель, расположенный как можно дальше от центра масс. Тяга этого двигателя регулируется. Она направлена перпендикулярно оси снаряда и создает стабилизирующий момент, парирующий возникающую скорость поворота оси снаряда.

При реализации компенсирующей системы коррекции траектории на борту снаряда могут быть установлены акселерометры и интеграторы продольных ускорений, позволяющие определить скорость, с которой снаряд в конце АУТ перемещается перпендикулярно расчетной плоскости стрельбы. После чего бортовая аппаратура системы коррекции вычисляет величину компенсирующего импульса. Этот импульс создается управляющим двигателем, расположенным в центре масс снаряда.

Рассеивание РС по дальности формируется на всей траектории. Использование парирующего принципа коррекции дальности стрельбы могло бы быть проведено за счет управляемого аэродинамического тормоза, позволяющего поддерживать текущую скорость на уровне заданной в каждый момент времени. Однако этот вариант явно бесперспективный. Лучших результатов можно добиться, если построить систему коррекции дальности по принципу компенсации отклонения баллистических параметров. В качестве управляющего воздействия можно использовать отклонение $\Delta\tau_p$ времени отделения или вскрытия головной части (ГЧ) от расчетного значения.

Для вычисления компенсирующего значения $\Delta\tau_p$ необходимо знать кинематические параметры снаряда на нисходящей ветви траектории. Приборная реализация такой задачи достаточно сложна, поэтому в качестве контрольного параметра системы коррекции дальности можно использовать отклонение от расчетного значения скорости в конце АУТ ΔV_a.

В этом случае удается компенсировать только ту часть рассеивания по дальности, которая формируется на активном участке. Однако эта часть является определяющей. В пределах отклонения скорости в конце АУТ погрешность скорости ΔV_a и погрешность дальности ΔX связаны почти линейно, поэтому поправку на время разделения $\Delta\tau_p$ можно представить в виде выражения

$$\Delta\tau_p = k(x)\Delta V_a ,$$

где $k(x)$ – коэффициент, изменяющийся в зависимости от дальности стрельбы.

Ситуация осложняется тем, что погрешность скорости состоит из двух слагаемых

$$\Delta V_a = \Delta V_a^P + \Delta V_a^\tau ,$$

первое из которых, ΔV_a^P, есть погрешность V_a, вызванная отклонениями удельной тяги двигателя, а второе, ΔV_a^τ, – погрешность V_a, обусловленная разбросом времени работы двигателя, причем второе слагаемое практически не влияет на дальность стрельбы.

Таким образом, поправку на время разделения нужно вычислять по зависимости

$$\Delta\tau_p = k(x)\cdot\left[\Delta V_a - \Delta V_a^\tau\right]$$

или

$$\Delta\tau_p = k(x)\cdot\left[V_{a.u} - V_{a.p} - \frac{\partial V_a}{\partial\tau}\left(\tau_u - \tau_p\right)\right], \qquad (1.27)$$

где $V_{a.u}$ и $V_{a.p}$ - измеренное и расчетное значения скорости в конце АУТ, τ_u и τ_p - измеренное и расчетное значения времени работы двигателя.

В действительности приборы, установленные на борту РС, определяют не скорость ракеты, а так называемую псевдоскорость, которая получается в результате интегрирования измеряемого акселерометром кажущегося ускорения

$$\dot V_к = \dot V - g\sin\theta ,$$

поэтому в качестве расчетного значения скорости $V_{a.p}$ в выражении (1.27) следует подставлять расчетное значение псевдоскорости.

Коррекция траектории может происходить и по командам с земли при условии сопровождения полета снаряда радиолокационной станцией.

Глава 2. Двигатели реактивных снарядов

2.1. Основные характеристики двигателя

Назначение двигателя – разгон РС до скорости, обеспечивающей полет на заданную дальность. В качестве определяющей энергетической характеристики двигателя используют полный импульс тяги J:

$$J = \int_0^\tau P dt,$$

где P – тяга двигателя; τ – время работы.

Величина тяги определяется выражением (1.7), которое было получено И. В. Мещерским и впервые опубликовано в 1904 г. [8]. Оно было выведено путем применения теоремы об изменении количества движения к движению точки переменной массы. Однако эта зависимость не дает ответа на вопрос о месте приложения силы тяги. Выяснить это обстоятельство можно, если рассматривать тягу как равнодействующую давления продуктов сгорания $p_к$ на внутреннюю и атмосферного $p_н$ на наружную поверхности камеры сгорания. Анализируя схему нагружения камеры сгорания (рис. 2.1),

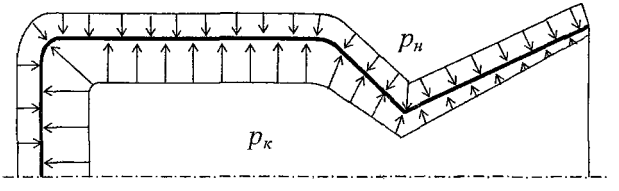


Рис. 2.1 . Схема нагружения камеры сгорания

можно установить, что основной вклад в неуравновешенность камеры сгорания вносит распределенная нагрузка $p_к$ - $p_н$, приложенная к проекции критического сечения сопла на переднее дно камеры. К этой площади приложено 70...80 % тяги двигателя. Остальная часть тяги приложена в основном к выходному конусу сопла.

Если полный импульс тяги является интегральной характеристикой двигателя, то его удельной характеристикой является удельная тяга:

$$P_{уд} = \frac{P}{m_c},$$

т.е. отношение тяги двигателя к секундному расходу топлива.

Удельную тягу часто называют удельным импульсом тяги. Она измеряется в Н·с / кг, т.е. в м / с и равна скорости истечения при статическом давлении на выходном срезе сопла, равном атмосферному.

Удельная тяга двигателя в основном определяется видом топлива, но зависит также от давления в камере сгорания, от соотношения давления продуктов сгорания на срезе сопла и атмосферного давления, от начальной температуры топлива.

На рис. 2.2. приведен характер зависимости $P_{уд}$ и других параметров двигателя, которые будут рассмотрены ниже, от давления в камере сгорания.

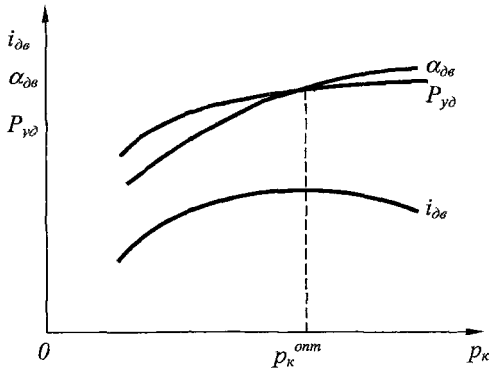


Рис. 2.2. Характер зависимости удельного импульса $i_{дв}$, коэффициента весового качества $\alpha_{дв}$ и удельной тяги РДТТ от давления в камере сгорания

При увеличении давления в камере от 4 до 12...18 МПа удельная тяга может возрасти на 8...12 %. Дальнейший рост $p_к$ не вызывает заметного увеличения $P_{уд}$.

Увеличение начальной температуры топлива от -50 до 50 ^{0} С приводит к увеличению $P_{уд}$ на 4...6%.

Важным параметром сопла является степень его расширения $f_в$, определяемая отношением

$$f_в = \frac{F_в}{F_{кр}},$$

где $F_в$ – площадь выходного сечения сопла; $F_{кр}$ – площадь критического (минимального) сечения сопла.

С увеличением степени расширения сопла увеличивается скорость истечения, а следовательно, и удельная тяга двигателя. Однако этот процесс продолжается до расчетного значения $f_{в.р}$, при котором статическое давление на срезе сопла $p_в$ становится равным атмосферному $p_н$. Если $p_в = p_н$, то режим работы сопла называется расчетным. Если $f_в < f_{в.р}$, то сопло работает с недорасширением, если $f_в > f_{в.р}$, то сопло работает с перерасширением рабочего тела и удельная тяга падает. Зависимость $P_{уд}$ от $f_в$ дана на рис. 2.3.

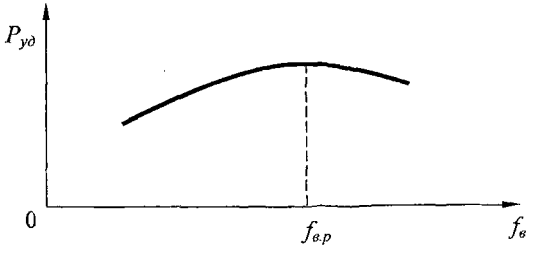


Рис 2.3. Зависимость $P_{уд}$ от $f_в$

Степень расширения, обеспечивающая требуемое значение давления на срезе сопла $p_в$, может быть определена по приближенной формуле:

$$f_в \approx 1{,}8 + 0{,}09\frac{p_к}{p_в}.$$

Сопла двигателей РС обычно работают в режиме недорасширения. Это объясняется тем, что диаметр выходного сечения сопла ограничен калибром снаряда.

Удельная тяга, приводимая в паспорте на марку топлива, определяется при давлении в камере сгорания 4 МПа и при расчетном режиме работы сопла. На снарядах РСЗО применяются только ракетные двигатели на твердом топливе (РДТТ). Это объясняется их высокой боеготовностью, относительной простотой, высокой надежностью, сравнительно малой стоимостью, большими сроками хранения. Следует отметить также высокие компоновочные возможности РДТТ, позволяющие создавать двигатели большого удлинения, и тот факт, что масса РДТТ практически не зависит от его тяги, а тяга двигателя РС в несколько десятков раз превосходит вес снаряда.

Для оценки степени совершенства РДТТ используют удельный импульс двигателя:

$$i_{дв} = \frac{J}{m_{дв} + m_T},$$

где $m_{дв}$ – масса конструкции двигателя; m_T – масса топлива.

Для характеристики степени совершенства конструкции двигателя применяют коэффициент весового качества двигателя:

$$\alpha_{дв} = \frac{m_{дв}}{m_T}.$$

Легко убедится, что

$$i_{дв} = \frac{P_{уд}}{\alpha_{дв} + 1}.$$

Таким образом, частными критериями совершенства РДТТ являются $P_{уд}$ и $\alpha_{дв}$. У двигателей современных РС $P_{уд}$ = 2000...2500 м/ с и $\alpha_{дв}$= 0,5 ...1,2 , причем меньшие, т.е. более эффективные, величины $\alpha_{дв}$ достигаются на снарядах с большой массой.

Коэффициент весового качества зависит от целого ряда факторов, среди которых, в первую очередь, следует указать схему двигателя, удельную прочность конструкционного материала и давление в камере сгорания. Вполне очевидно, что с ростом давления растет толщина стенки камеры сгорания и ее масса, т.е. $\alpha_{дв}$ растет, причем практически линейно. Одновременно растет и $P_{уд}$ (см. рис. 2.2), но характер этой зависимости явно нелинейный. Это обстоятельство приводит к тому, что удается найти такое значение $p_к$, при котором удельный импульс двигателя приобретает максимальное значение, т. е. определить оптимальное значение давления в камере сгорания $p_к^{опт}$.

2.2. Твердое ракетное топливо

Перечислим требования, предъявляемые к твердому ракетному топливу[1].

1. Высокая удельная тяга.

Она определяется в основном теплотворной способностью топлива, которая составляет 4...6 МДж/кг. Для повышения теплотворной способности твердого топлива в его состав

вводят порошковый алюминий или магний. Однако при этом возрастает температура горения, которая может достигнуть 3600...4200 К.

2. Низкая температура гореиия при высокой теплотворяости.

Температура продуктов сгорания зависит и от теплотворности топлива и от удельной теплоемкости продуктов сгорания. Из курса физики известно, что теплоемкость газа обратно пропорциональна его молекулярной массе. Таким образом, формируя состав топлива, необходимо учитывать и это обстоятельство. Уменьшение температуры горения приводит к снижению массы конструкции двигателя главным образом за счет теплозащитных покрытий.

3. Высокая плотность топлива.

Увеличение плотности при неизменной массе топлива приводит к уменьшению габаритвых размеров заряда и снижению массы конструкции двигателя.

4. Слабая зависимость скорости горения топлива от начальной температуры заряда.

Это уменьшает разброс термодинамических параметров двигателя и улучшает его характеристики.

5. Стабильность физико-механических свойств и энергетических характеристик в условиях хранения и эксплуатации.

Это обеспечивает высокий уровень надежности двигателя. Заряды некоторых РС могут храниться до 40 лет [2].

6. Высокие прочиостные свойства.

Разрушение зарядов может происходить под действием перегрузок, давления в камере сгорания, вибрации и термических напряжений. Термические напряжения в заряде возникают при неравномерном прогреве. Их возникновению способствуют низкие значения коэффициента теплопроводности заряда (0,2...0,3 Вт/(м·К)). Термические напряжения могут вызвать растрескивание заряда.

7. Высокая стойкость к детонации в процессе изготовления и эксплуатации.

Детонация может возникнуть в процессе горения заряда при чрезвычайно высоком давлении (порядка 10^4 МПа). Такое давление не используется в РДТТ, однако повышение энергетических свойств топлива и массы заряда приводит к росту вероятности перехода горения в детонацию.

Причиной детонации может быть местный механический удар, энергия которого превосходит критическую величину, необходимую для разрушения внутримолекулярных связей в веществе, склонном к детонации. Источником удара может быть прострел двигателя пулей или осколками.

8.Высокие технологические свойства.

Они прежде всего определяют затраты на производство зарядов. В настоящее время используется прессование и литье зарядов.

9.Широкая сырьевая база и низкая стоимость сырья.

Они определяют стоимость топлива. Следует отметить, что твердое топливо достаточно дорогое. Стоимость некоторых марок топлива соизмерима со стоимостью сливочного масла.

10. Низкая токсичность продуктов сгорания.

Необходимость этого требования очевидна: оружие должно поражать противника, а не собственные войска.

В настоящее время в РДТТ применяются два основных вида топлива: баллиститное и смесевое.

2.2.1. Баллиститное топливо

Основным компонентом баллиститного топлива является нитроклетчатка (пироксилин и коллоксилин), получаемая при обработке клетчатки (хлопка, древесины) азотной кислотой. Образующееся вещество содержит в каждой молекуле атомы горючих элементов - углерода и водорода и атомы окислителя – кислорода, разделенные барьером, – атомами азо-

ляется значительное количество тепла и образуется большое количество газов, объем которых (охлажденных до комнатной температуры) составляет 0,8…0,9 м^3 на 1 кг пороха.

Вторым обязательным компонентом баллиститного топлива является растворитель (пластификатор). Нитроклетчатка образует с растворителем коллоидный раствор, из которого можно методом проходного прессования изготавливать заряды требуемой формы.

Обычно используют труднолетучие растворители: нитроглицерин $C_3H_5(ONO_2)_3$, диэтиленгликольдинитрат $C_4H_8O(ONO_2)_2$ и др. Топливо на основе этих растворителей и называется баллиститным. И растворитель, и нитроцеллюлоза являются активными компонентами, поэтому баллиститное топливо называют иногда двухосновным. Широко применяемый в качестве растворителя нитроглицерин является мощным взрывчатым веществом, весьма чувствительным к механическим воздействиям: он взрывается при падении на него тяжелого груза с высоты 5...7 см, но введенный в состав топлива, он утрачивает свои опасные свойства.

Для получения необходимых физико-химических свойств топлива в него вводят различные добавки. В частности, для повышения срока хранения используют стабилизаторы (этилцентралит, дифениламин), для улучшения технологических свойств – пластификаторы (воск, вазелин, минеральные масла), для уменьшения гигроскопичности - желатинизирующие жидкости (диэтил- и дебутилфталаты).

В топливо могут водиться специальные вещества, служащие катализаторами горения. Их вводят для увеличения скорости горения и устойчивости процесса горения при минимальном давлении, а также для повышения полноты сгорания. В качестве катализатора применяют окислы свинца и титана, сернокислый калий и другие.

Основной метод изготовления зарядов из баллиститного топлива – метод проходного прессования. Пластифицированную топливную массу, подогреваемую до температуры 45...55^{0}С выпрессовывают через специальную матрицу (рис.2.4). Топливная масса под действием плунжера *2* выдавливается из изложницы *1*, смыкается за крестовиной матрицы *3* и, уплотняясь, проходит через зазор между изложницей и иглой *4*.

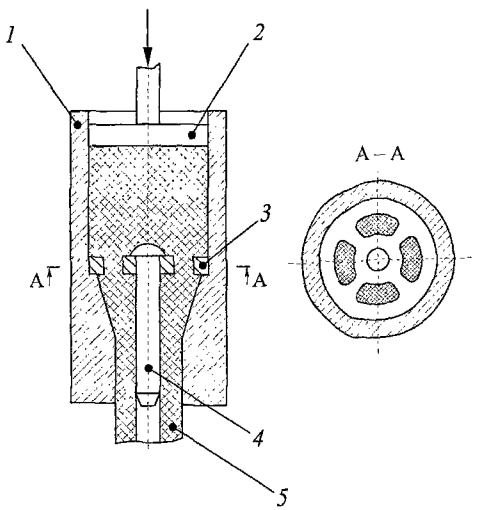


Рис. 2.4 Схема прессования трубчатого заряда:
1 – изложница; 2 – плунжер; 3 – матрица; 4 – игла; 5 – трубчатый заряд

Изменяя форму поперечного сечения иглы и изложницы, можно получать канальные заряды различной конфигурации.

Плотность баллиститных топлив составляет 1600...1700 кг/м^3, скорость горения – 10...20 мм/с, удельная тяга – 2000...2300м/с, предел прочности при растяжении – 8...15 МПа, относительное удлинение – до 40%. К недостаткам баллиститных топлив относится существенная зависимость скорости горения от начальной температуры заряда.

2.2.2. Смесевое топливо

Смесевое топливо представляет собой механическую смесь горючего и окислителя. Первые ракеты снаряжались зарядами выполненными из прессованного дымного пороха, который, по сути дела, был первым смесевым ракетным топливом. Селитра играла роль окислителя, а древесный уголь и сера были горючими элементами. Сера, кроме того, выполняла роль связующей пасты для угля и селитры.

В конце XIX века появился бездымный порох, обладающий более высокими энергетическими характеристиками. Артиллерийские бездымные пороха получали путем смешивания иитроклетчатки с этиловым спиртом и эфиром. После формования заряды подвергались сушке, в процессе которой спирт и эфир удалялись. Особенностью получаемых зарядов были малые поперечные размеры, а следовательно, малое время горения. Появление толстосводных баллиститных зарядов явилось результатом перехода от летучих растворителей к нелетучим (например, нитроглицерину). Баллиститное топливо долгие годы оставалось для РС основным.

К идее использования смесевого топлива вернулись около 40 лет назад. Смесевое топливо предоставляет его создателям более широкие возможности по повышению эффективности топливных зарядов.

В современном смесевом топливе в качестве окислителя используются кристаллические частицы кислородосодержащих солей. Размер этих частиц 10...100 мкм.

В большинстве современных смесевых ракетных топлив в качестве окислителя используется перхлорат аммония (ПХА) NH_4ClO_4. Это объясняется его относительно низкой стоимостью, а также тем, что при разложении ПХА образуются только газообразные соединения с небольшой молекулярной массой. Недостатком ПХА является сравнительно небольшая массовая доля свободного кислорода в молекуле, составляющая 34 %. Использование в смесевом топливе окислителей с высоким содержанием кислорода (>60 %), таких как перхлораты нитрония NO_2ClO_4 и нитрозила $NOClO_4$, затруднено вследствие их плохой совместимости с горючими компонентами.

В качестве горючего и одновременно связующего, придающего топливному заряду необходимые физико-механические свойства, применяют формальдегидную смолу, полиуретан, тиокол, полибутадиен и другие органические смолы. Плотность таких топлив 1700...1800 кг/м^3, скорость горения 6...25 мм/с, удельная тяга 2300...2500 м/с. С помощью металлических добавок (Al,Mg и др.) можно увеличить P_{y0} до 2600...2900 м/с, однако при этом температура в камере сгорания возрастает до 3200...3500 К. Смесевое топливо очень хорошо отливается, что позволяет заполнять камеры сгорания без механической обработки зарядов. Оно имеет продолжительные сроки хранения, более широкий интервал допустимых начальных температур заряда и более низкий по сравнению с баллиститным предел давления, при котором обеспечивается нормальное горение топлива. Оно дешевле и технологичнее в изготовлении заряда.

Недостатком смесевого топлива является его меньшая по сравнению с баллиститным механическая прочность. Предел его прочности при растяжении составляет 0,8...1,2 МПа, модуль упругости – 0,2...0,5 МПа, относительное удлинение – до 60 %.

При заливке топливного заряда необходимо обеспечить высокую степень его однородности. Какие-либо полости или трещины недопустимы. Наилучшие результаты дает использование вакуумной заливки (рис. 2.5).

Приготовление топливной массы осуществляется в специальных смесителях периодического или непрерывного действия. На внутреннюю поверхность корпуса двигателя 4 наносится защитно-крепящий слой 5. На торцах корпуса двигателя в случае необходимости устанавливаются резиновые манжеты 6, после чего с помощью кольцевых гаек 2 устанавливаются верхняя 1 и нижняя 7 технологические крышки. На верхней крышке закрепляется металлический стержень 3, необходимый для формирования центрального канала. Перед установкой в корпус на поверхность стержня набрызгивается тефлоновая эмульсия, которая после полимеризации образует покрытие с низким коэффициентом трения, что обеспечивает легкое извлечение стержня из заряда. Стержень жестко соединяется с верхней технологической крышкой и входит своей нижней частью в цилиндрическое отверстие нижней технологической крышки 7. Крышки фиксируются в камере сгорания кольцевыми гайками. Засасывание топлива осуществляется через патрубок нижней крышки.

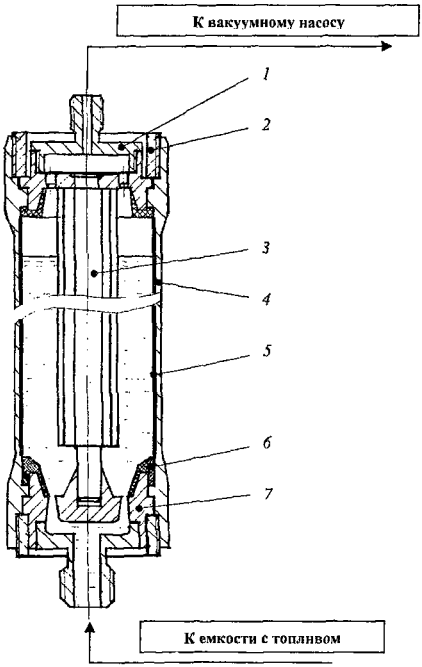


Рис. 2.5. Схема вакуумной заливки топлива в корпус двигателя:
1 – верхняя технологическая крышка; 2 – кольцевая гайка; 3 – стержень; 4 – корпус двигателя; 5 – защитно-крепящий слой; 6 – резиновая манжета; 7 – нижняя технологическая крышка

Отверждение топлива производится в камере двигателя при повышенной температуре, которая зависит от типа топлива. Так, полисульфидные топлива отверждаются в течении 25 ч при 70 С, полиуретановые – в течение 20 ч при 80 ^{0} С и полибутадиеновые - в течение 120 ч при 50…60 ^{0} С. Процесс полимеризации, таким образом, протекает параллельно с заливкой. После извлечения центрального стержня и снятия крышек производится контроль качества заряда с помощью акустической и рентгенографической дефектоскопии.

2.3. Горение твердого ракетного топлива

В процессе горения твердого ракетного топлива (ТРТ) его химическая энергия превращается в тепловую энергию продуктов сгорания. Одной из основных характеристик горения является его скорость. Современное состояние теории горения не позволяет определять скорость горения для конкретного состава ТРТ, поэтому в основе методов вычисления скорости горения лежат экспериментальные зависимости.

Результаты многочисленных опытов показывают, что основными факторами, влияющими на скорость горения, являются: давление в камере сгорания $p_к$, начальная температура заряда $t_з$ и скорость движения продуктов сгорания вдоль горящей поверхности w. Эти факторы влияют на скорость горения практически независимо, поэтому скорость горения может быть представлена в виде произведения функций от каждого из них:

$$u = u(p_к)\,\theta(t_з)\,\varphi(w), \tag{2.1}$$

где $u(p_к)$, $\theta(t_з)$, $\varphi(w)$ – независимые функции соответственно давления, начальной температуры и скорости движения продуктов сгорания вдоль горящей поверхности.

Отсутствие корреляции между этими функциями дает возможность определить каждую из них экспериментальным путем независимо от других.

Рассмотрим зависимость скорости горения ТРТ от давления в камере сгорания. При увеличении давления повышается интенсивность подвода тепловой энергии от продуктов сгорания к горящей поверхности заряда, что вызывает увеличение скорости горения. Экспериментальную зависимость $u(p_к)$ для ее использования в расчетах аппроксимируют аналитическими зависимостями. К сожалению, не удается найти простое выражение, которое достаточно точно описывало бы экспериментальную зависимость $u(p_к)$ во всем диапазоне давлений, применяемых в РДТТ.

В наиболее часто используемом диапазоне давления от 2 до 20...30 МПа функция $u(p_к)$ хорошо аппроксимируется степенной зависимостью

$$u = bp_к^{\nu}, \tag{2.2}$$

константы которой b и ν определяются маркой топлива.

Для больших значений давлений приемлема линейная зависимость:

$$u = A + Bp_к, \tag{2.3}$$

При давлении выше 50...60 МПа константа А становится пренебрежимо малой и функция $u(p_к)$ может быть аппроксимирована линейной зависимостью

$$u = Bp_к \tag{2.4}$$

На рис. 2.6 показаны характер и области применения зависимостей (2.2)...(2.4).

Показатель степени ν для большинства современных ТРТ находится в пределах 0,1…0,85. Для смесевого топлива характерны меньшие его значения, для баллиститного – большие.

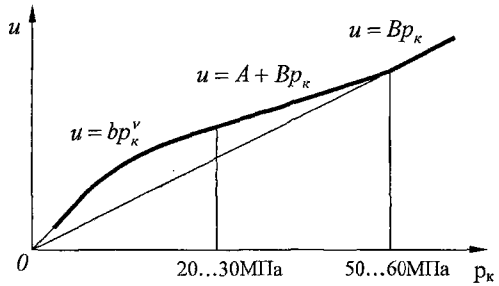


Рис 2.6. Зависимость скорости горения ТРТ от давления в камере сгорания

Для аппроксимации зависимости скорости горения от начальной температуры заряда обычно используют зависимость

$$\theta(t_з) = \frac{B_T}{B_T - (t_з - t_н)} \qquad (2.5)$$

где $B_т$ – термохимическая константа, свойственная данному топливу и зависящая от его природы ($B_T = 200...1000\ ^0C$); $t_з$ – начальная температура заряда; $t_н$ – нормальное значение температуры заряда (обычно $+20\ ^0C$).

В практически используемых диапазонах давления $p \geq 2$ МПа и начальных температур от -60 до $+75\ ^0C$ термохимическая константа $B_т$ для конкретного состава топлива может быть принята постоянной.

Рассмотрим влияние скорости движения продуктов сгорания вдоль фронта горящей поверхности на скорость горения ТРТ. Эта скорость зависит от соотношения площади горящей поверхности заряда $S_{п.г}$ и площади свободного прохода газов $F_{св}$. Упомянутое соотношение учитывается параметром Ю. А. Победоносцева.

$$\kappa = \frac{S_{п.г}}{F_{св}} \qquad (2.6)$$

Многочисленными экспериментами установлено, что существует некоторое пороговое значение параметра Победоносцева $\kappa_{пор}$, начиная с которого развивается эрозионное горение ТРТ, т. е. проявляется зависимость скорости горения от скорости движения продуктов сгорания вдоль горящей поверхности. Функцию $\varphi(w)$ можно представить как функцию параметра κ. Таким образом,

$$\varphi(w) = 1 \qquad \text{при } \kappa < \kappa_{пор}$$
$$\varphi(w) = 1 + k_к(\kappa - \kappa_{пор}) \qquad \text{при } \kappa \geq \kappa_{пор}$$

Пороговое значение параметра Победоносцева $\kappa_{пор}$ и значение коэффициента эрозии $k_к$ зависят от состава топлива, давления в камере сгорания, формы топливного заряда и особенностей конструкции двигателя. Для баллиститных топлив

$$\kappa_{пор} = 100...150; \qquad k_к \approx 0,003.$$

Максимальное заполнение внутреннего объема камеры сгорания топливными зарядами возможно только при высоком уровне значений параметра Ю. А. Победоносцева ($\kappa = 200...240$). Поэтому в начальный период горения топливных зарядов снарядов РСЗО обычно

развивается эрозионное горение, которое прекращается после увеличения площади свободного прохода газов до величины, при которой $\kappa = \kappa_{пор}$.

Устойчивость процесса горения ТРТ определяется уровнем давления в камере сгорания. При уменьшении давления уменьшается коэффициент теплопередачи от горячего газа к горящей поверхности. При некотором значении давления подвод тепла к горящей поверхности оказывается недостаточным для обеспечения устойчивого горения. Горение приобретает неустойчивый, прерывистый или, как принято говорить, аномальный характер. Давление, при котором может возникнуть аномальное горение баллиститного топлива, составляет 3...4 МПа, для смесевого топлива оно равно 2...3 МПа.

Закон горения твердого топлива в форме (2.1) позволяет учитывать влияние на скорость горения независимо изменяющихся аргументов: $p_к$, t_3 и w. В реальном двигателе, при постоянной площади критического сечения сопла изменение скорости горения заряда, вызванное увеличением его начальной температуры, приведет к увеличению давления в камере сгорания. А рост давления, в свою очередь, вызывает увеличение скорости горения, что в итоге дает существенное расхождение законов скорости горения при изменении начальной температуры заряда.

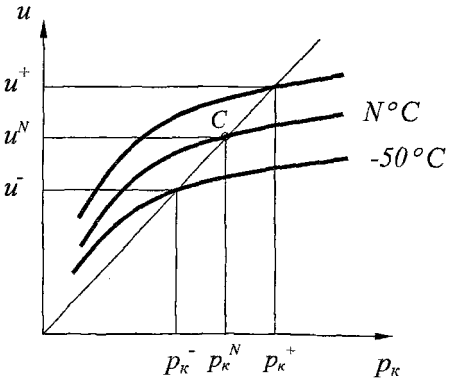


Рис 2.7. Законы горения топлива при различных температурах заряда

На рис. 2.7 приведены законы горения твердого топлива при нормальной и при предельных температурах заряда РДТТ. В качестве нормальной температуры обычно понимают 20^0 С (или 15^0 С), а в качестве предельных значений задают -50 и $+50^0$ С (или -60 и $+60^0$ С).

Если задано время работы двигателя при нормальных условиях τ^N и известна форма заряда, то потребное значение скорости горения u^N легко определяется по зависимости

$$u^N = \frac{e}{\tau^N},$$

где e – начальная толщина свода заряда.

Для цилиндрического одноканального заряда (рис. 2.8 , а)

$$e = \frac{d_2 - d_1}{4},$$

для семишашечного заряда (рис. 2.8, б)

$$e = \frac{D_{вн} - 3d_1}{12}.$$

Войдя в график на рис. 2.7 с потребным значением u^N и проведя горизонталь до пересечения с кривой закона горения при нормальной температуре, получим точку С. Опустив из нее перпендикуляр, найдем давление $p^N_к$, обеспечивающее потребную скорость u^N.

Точка С характеризует установившийся режим работы двигателя при нормальных условиях. Если через эту точку и начало координат провести прямую, то точки ее пересечения с кривыми при других начальных температурах заряда позволят найти соответствующие сочетания скоростей горения и давлений в камере сгорания: $p_к^-$ и u^-, $p_к^+$ и u^+. Обоснование такого приема определения параметров процесса горения при изменении начальной температуры заряда приводится в учебниках по расчету и проектированию РДТТ, например, в [4]. Оно основывается на равенстве прихода и расхода газов в камере сгорания.

2.4. Формы и способы крепления топливных зарядов

Заряд может быть свободно вложен в камеру сгорания или скреплен с ней. До появления смесевого топлива единственным способом снаряжения двигателя была свободная укладка зарядов в камеру РДТТ.

Заряды, скрепленные с корпусом, появились вместе со смесевым топливом. Смесевое топливо является достаточно упругим, чтобы компенсировать разницу в температурном расширении заряда и корпуса двигателя. Если для этой компенсации упругости самого топлива не хватает, то между зарядом и корпусом помещают упругую оболочку толщиной 2...3 мм, которая одновременно является и адгезионным слоем. Во время работы двигателя топливо защищает стенки камеры сгорания от воздействия горячих газов. Теплозащиту стенки в течение последних 0,3...0,5 с работы двигателя осуществляет адгезионный слой, который также называют защитно-крепящим.

Способ снаряжения накладывает отпечаток на форму заряда. Вкладные заряды часто состоят из цилиндрических одноканальных шашек. Заряд может быть одношашечным, может состоять из семи или девятнадцати шашек, которые образуют так называемую плотную упаковку. Он может быть выполнен из двух тандемно расположенных шашек. Возможны и другие формы вкладных зарядов.

На торцы трубчатых шашек может быть нанесен негорючий состав, называемый бронировкой. Тогда площадь горящей поверхности будет постоянной, т.к. увеличение поверхности канала компенсируется уменьшением площади наружной поверхности. В этом легко убедиться, проделав простейшие выкладки.

Рассмотрим определение габаритных размеров цилиндрического одноканального заряда, если известны его масса $m_т$, плотность $\rho_т$ и внутренний диаметр камеры сгорания $D_{вн}$ (рис. 2.8,а).

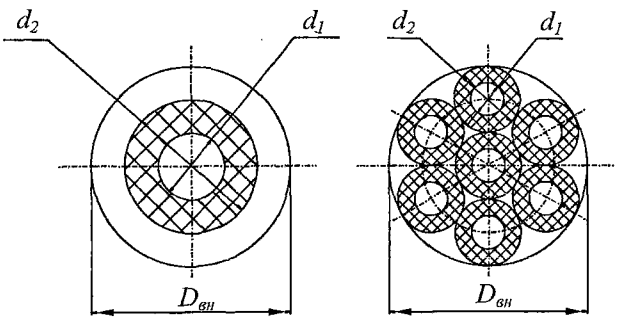
Для обеспечения максимального значения коэффициента заполнения поперечного сечения камеры сгорания

$$\Delta = \frac{F_т}{F_к}, \qquad (2.7)$$

где $F_т$ – площадь поперечного сечения топливного заряда; $F_к$ – площадь поперечного сечения камеры сгорания, потребуем, чтобы параметры Ю.А. Победоносцева для наружной поверхности и канала равнялись пороговому значению:

$$\kappa_н = \kappa_{пор}, \qquad \kappa_{вн} = \kappa_{пор}. \tag{2.8}$$

Дополнив эти условия уравнением объема, получим систему трех уравнений относительно диаметра заряда d_2, диаметра канала d_1 и длины заряда L.



а) *б)*

Рис. 2.8. Схемы вкладных топливных зарядов:
а – одноканального; б – семишашечного

Будем иметь

$$\frac{4d_2L}{D_{вн}^2 - d_2^2} = \kappa_{пор} \quad ; \tag{2.9}$$

$$\frac{4L}{d_1} = \kappa_{пор} \; ; \tag{2.10}$$

$$\frac{m_T}{\rho_T} = \frac{\pi}{4}\left(d_2^2 - d_1^2\right)L. \tag{2.11}$$

Система уравнений (2.9)...(2.11) может быть использована для определения максимальной массы топлива, которую можно разместить в камере сгорания с внутренним диаметром $D_{вн}$.

Используя зависимости (2.9)...(2.10), из выражения (2.11) получим

$$m_T = \frac{\pi\kappa_{пор}\rho_T}{16}\left[d_2\left(D_{вн}^2 - d_2^2\right) - \frac{\left(D_{вн}^2 - d_2^2\right)^3}{d_2^3}\right] \tag{2.12}$$

Для определения значения d_2, при котором масса заряда максимальна, возьмем производную от m_T по этому параметру и приравняем ее к нулю.

После простейших преобразований получим биквадратное уравнение

$$2d_2^4 + 3D_{вн}^2 d_2^2 - 3D_{вн}^4 = 0.$$

Отбрасывая отрицательные и мнимые корни, получим

$$d_2 = 0{,}828\, D_{вн}. \tag{2.13}$$

Привлекая выражения (2.9) и (2.10), будем иметь

$$d_1 = 0{,}379\, D_{вн}\,; \tag{2.14}$$

$$L = 0{,}0947 \kappa_{пор} D_{вн}\,. \tag{2.15}$$

Подставляя в зависимость (2.12) выражения (2.13)...(2.15), получим формулу для вычисления максимальной массы одношашечного заряда, которую можно разместить в камере сгорания с известными значениями внутреннего диаметра:

$$m_{T\max} = 0{,}0403 \rho_т \kappa_{пор} D^{\,3}_{вн}\,. \tag{2.16}$$

Максимальную массу семишашечного заряда (рис. 2.8,б) можно найти, положив $\kappa_н$ = $\kappa_в$ = $\kappa_{пор}$ и использовав очевидное соотношение

$$D_{вн} = 3d_2.$$

Она определится выражением

$$m_т = 0{,}0133 \rho_т \kappa D^3_{вн}\,.$$

Рассмотрим схему нагружения топливного заряда. При работе двигателя на него действуют давление продуктов сгорания и реакции опор. Давление продуктов сгорания наиболее опасно для прочноскрепленных зарядов. Для вкладных зарядов основным силовым фактором является реакция заднего опорного устройства R_x (рис. 2.9).

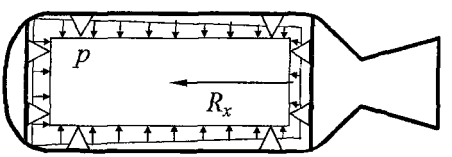


Рис. 2.9. Схема нагружения вкладного заряда

Реакцию заднего опорного устройства можно вычислить, используя завнсимость

$$R_x = m_T g n_x + F_T (p_п - p_з), \tag{2.17}$$

где $p_п$ и $p_з$ – статическое давление у переднего и заднего торцов заряда с площадью поперечного сечения $F_т$, n_x – осевая перегрузка.

Второе слагаемое в выражении (2.17) существенно меньше первого, поэтому в расчетах первого приближения им можно пренебречь.

Осевая перегрузка n_x определяется выражением

$$n_x = \frac{P - X}{mg}\,, \tag{2.18}$$

где P– тяга двигателя, X – лобовое сопротивление, mg – вес снаряда.

Лобовое сопротивление снарядов РСЗО существенно меньше тяги двигателя, поэтом в расчетах первого приближения им также можно пренебречь. Величина осевой перегруз составляет обычно 30…50 единиц. Таким образом, усилие в зоне контакта заряда с задни опорным устройством превышает вес заряда в 30…50 раз. Это обстоятельство особен опасно не для опорного устройства, а для самого заряда, т.к. предел прочности баллиститн го топлива невелик и составляет всего 10…15 МПа.

При конструировании узлов крепления зарядов необходимо обеспечивать не тольк условия наилучшего восприятия нагрузок, но и устойчивую ориентацию заряда в камер сгорания в процессе его горения. Последнее обстоятельство призвано не только обеспечи вать симметричный характер движения продуктов сгорания к соплу, но и исключать смеще ние центра масс заряда с линии действия тяги.

Рассмотрим схему крепления семишашечного заряда в камере сгорания. Радиальна базировка заряда обеспечивается за счет точного выполнения наружного диаметра шашек ограничений на кривизну их осей. При этом не требуется каких-либо конструктивных эл ментов, ограничивающих перемещение зарядов в радиальном направлении (рис.2.10).

Для восприятия осевых сил и ограничения перемещений в осевом направлении ис пользуются устройства, называемые опорными решетками или диафрагмами. Последний ва риант названия более старый и отражает еще одно назначение рассматриваемой детали: ис ключение выброса из камеры сгорания сравнительно крупных фрагментов шашек при и разрушении в конечной фазе горения. Критическое сечение сопла как бы диафрагмируетс сравнительно малыми размерами ячеек решетки.

При разработке конструкции опорной решетки необходимо обеспечить выполнени следующих условий:

– опорная решетка должна содержать силовые элементы, контактирующие с наиболе «долгоживущей» поверхностью горящего заряда;

– элементы опорной решетки не должны перекрывать движение газов по каналам то пливных зарядов,

– площадь поверхности контакта решетки с зарядом должна исключать разрушени последнего при действии осевых перегрузок;

– в месте контакта заряда с решеткой должен находиться упругий элемент, компен сирующий допуски на длину топливных шашек и тепловые деформации заряда и камеры сгорания.

Рассмотрим, как указанные требования можно выполнить при конструировании зад ней опорной решетки для семишашечного заряда.

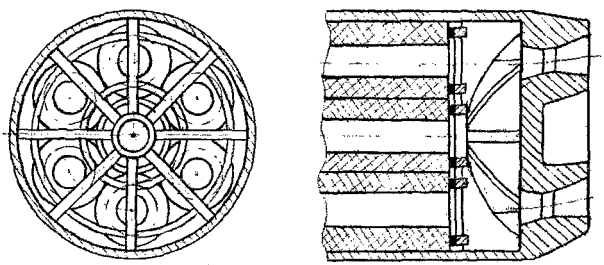


Рис. 2.10. Конструктивная схема крепления семишашечного заряда

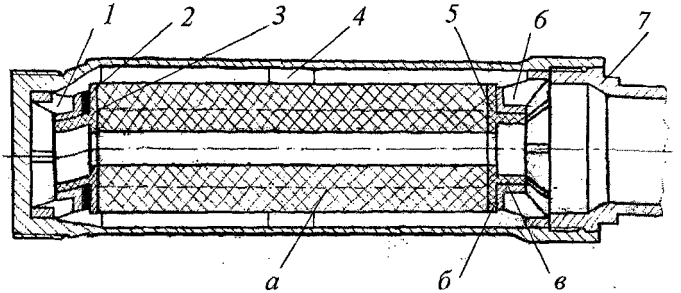


Рис. 2.11. Конструктивная схема крепления одноканального цилиндрического заряда:
1 – передняя опорная решетка; 2 – резиновое кольцо; 3 и 5 – бронировочные торцовые наклейки; 4 – топливные сухари; 6 – задняя опорная решетка; 7 – газовод, *а* – срединная поверхность заряда, *б* – поверхность продольного базирования, *в* – поверхность радиального базирования

Опорная решетка, приведенная на рис.2.10, состоит из трех концентрических колец, соединенных восемью ребрами. Поверхности колец, контактирующие с зарядами, покрыты слоем резины, играющим роль упругого компенсатора. Диаметры колец заданы таким образом, что кольца контактируют с срединными поверхностями топливных шашек. Передние поверхности ребер смещены относительно передних поверхностей колец с тем, чтобы ребра не препятствовали движению газов по каналам шашек. Передняя решетка может быть выполнена по такой же конструктивной схеме с уменьшением размеров поперечных сечений силовых элементов, так как нагрузка на переднюю решетку существенно меньше, чем на заднюю.

Рассмотрим вариант крепления в камере сгорания цилиндрического одноканального заряда (рис.2.11).

Опорные решетки (диафрагмы) 1 и 6 состоят из двух концентрических колец, соединенных ребрами. Внешние кольца служат для базировки решеток в камере сгорания, а внутренние - для базировки топливного заряда относительно решеток. Поверхности *б* отвечают за точность установки заряда в осевом направлении, а поверхности *в* - в радиальном. Кольцевой выступ бронировочной наклейки расположен под срединной поверхностью заряда, что создает наилучшие условия для крепления заряда за все время его горения. Резиновое кольцо 2 компенсирует погрешности длины заряда и тепловые деформации.

При длительном хранении топливный заряд может прогнуться под действием собственного веса, так как топливо обладает свойством ползучести. Для сведения прогиба к минимуму в средней части заряда на его внешнюю поверхность наклеивают четыре коротких бруска, изготовленные из того же топлива, что и заряд. Эти бруски принято называть сухарями 4.

В двигателях снарядов РСЗО нашли применение вкладные заряды, выполненные из двух тандемно расположенных цилиндрических одноканальных полузарядов (рис.2.12). Тандемный заряд удачно сочетается с камерой сгорания, состоящей из двух труб: головной и хвостовой, соединяемых с помощью резьбы.

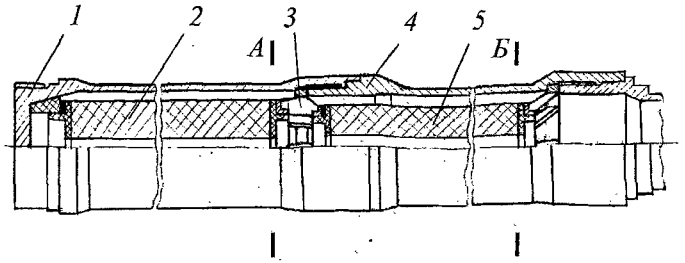


Рис. 2.12. Конструктивная схема крепления тандемного заряда:
1 – головная труба; 2 – головной полузаряд; 3 – промежуточная опорная решетка; 4 – хвостовая труба; 5 – хвостовой полузаряд

Использование тандемного заряда позволяет:
- увеличить массу топливного заряда, размещаемого во внутреннем объеме камеры сгорания;
- уменьшить осевую сжимающую силу в месте контакта заряда с задней опорной решеткой;
- расширить допуск на криволинейность оси заряда.

Рассмотрим первое преимущество тандемного заряда. Масса топливного заряда, размещаемого в камере сгорания с заданными габаритными размерами, во многом определяется величиной зазора между внутренней поверхностью камеры сгорания и наружной поверхностью заряда. Площадь этого кольцевого зазора должна удовлетворять параметру Ю.А. Победоносцева (2.6), определяющему связь между площадью горящей поверхности заряда и площадью прохода продуктов сгорания. Через кольцевой зазор сечения А проходят продукты сгорания внешней поверхности головного полузаряда, а через кольцевой зазор сечения Б – продукты сгорания головного полузаряда и внешней поверхности хвостового полузаряда. Следовательно, площадь зазора в сечении Б должна быть больше площади зазора в сечении А. Если тандемный заряд заменить моноблочным, то его наружный диаметр должен быть равен диаметру хвостового полузаряда, то есть масса топлива в головной части двигателя уменьшилась бы, а в хвостовой осталась неизменной. Таким образом, становится очевидным, что тандемный заряд при большом удлинении двигателя позволяет увеличить массу топлива, несмотря на то, что при его использовании часть объема камеры сгорания будет занята промежуточной решеткой 3.

Рассмотрим второе преимущество тандемного заряда, связанное с уменьшением осевой инерционной нагрузки. Конструктивная схема крепления этого заряда (см. рис.2.12) позволяет за счет введения промежуточной опорной решетки 3 передавать инерционную силу от головного полузаряда на торец хвостовой трубы, то есть на корпус двигателя. Если бы заряд был моноблочным, то нагрузка на хвостовую опорную решетку равнялась бы произведению веса всего заряда на осевую перегрузку, т.е. была бы примерно в два раза больше.

В качестве третьего преимущества тандемного заряда можно отметить меньшее смещение центра масс снаряда от его оси, вызванное криволинейностью заряда. Это смещение при постоянной кривизне заряда зависит от его длины. Таким образом, переход от моноблочного заряда к тандемному при неизменных требованиях по смещению центра масс снаряда позволяет расширить допуск на криволинейность заряда и, следовательно, удешевить его производство.

Схема двигателя с прочноскрепленным зарядом дана на рис.2.13. Заливке топлива предшествует нанесение на внутреннюю поверхность защитно-крепящего слоя 5. Хорошие результаты дает использование центробежного метода нанесения этого слоя.

При выборе толщины защитно-крепящего слоя необходимо учитывать возможность неоднородности прогрева топливного заряда, вызванную, например, солнечной радиацией. Более прогретая часть заряда сгорит быстрее, и стенка двигателя оголится еще до окончания горения всего заряда.

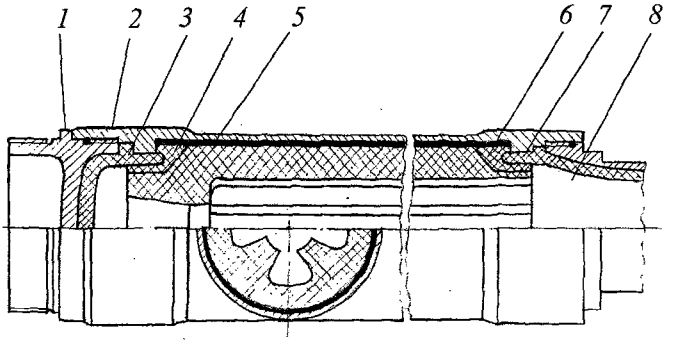


Рис. 2.13. Схема двигателя с прочноскрепленным зарядом
1 – передняя крышка; 2 – корпус двигателя; 3, 7 – термозащитные покрытия;
4, 6 – резиновые манжеты; 5 – защитно-крепящий слой; 8 – газовод

Резиновые манжеты 6 обеспечивают равномерное распределение контактных напряжений на торцах заряда и одновременно играют роль бронирующего покрытия.

Применение прочноскрепленного заряда дает целый ряд преимуществ по сравнению с вкладным зарядом.

Во-первых, исчезает необходимость защиты внутренней поверхности обечайки камеры сгорания от нагрева. Роль термозащитного покрытия играет топливный заряд. Он сгорает быстрее, чем прогревается, т.к. скорость перемещения изотермы меньше скорости горения.

Во-вторых, улучшаются условия передачи инерционной нагрузки от заряда к камере сгорания. Эта нагрузка передается через поток касательных сил, возникающих на боковой поверхности заряда.

В-третьих, уменьшается масса конструкции камеры сгорания за счет исключения опорных решеток (диафрагм).

Коэффициенты весового качества двигателей с прочноскрепленными зарядами обычно меньше, т.е. лучше, чем у двигателей с вкладными зарядами. К этому следует добавить, что удельная тяга смесевого топлива, из которого делаются прочноскрепленные заряды, больше, чем у баллиститного, что приводит к увеличению удельного импульса двигателя $i_{дв}$.

К недостаткам прочноскрепленных зарядов следует отнести сложность обеспечения большой площади поверхности горения и постоянства этой площади. Данная задача решается за счет выбора рациональной формы поперечного сечения заряда, в частности, за счет формы центрального канала.

2.5. Воспламенение топливного заряда

Для надежного воспламенения топливного заряда необходимо обеспечить нагрев его поверхности до температуры, превышающей температуру воспламенения, и создать необходимый подвод тепловой энергии к воспламеняемой поверхности.

Эта задача решается за счет сжигания в камере сгорания воспламенительного состава. Температура продуктов его сгорания обеспечивает нагрев поверхности топливного заряда, а давление этих продуктов – интенсивность прогрева.

Температура воспламенения зависит, в первую очередь, от марки топлива. Для баллиститного топлива она составляет 180...220 ^{0}С, для смесевого может быть существенно меньше. Давление продуктов сгорания воспламенителя должно быть не менее половины рабочего давления в камере сгорания.

В качестве воспламенительного состава обычно используют дымный ружейный порох (ДРП), который состоит из 75 % селитры, 15 % угля и 10 % серы.

Применяется также и крупнозернистый дымный порох (КЗДП) с диаметром зерен 4...8 мм. КЗДП используют в том случае, когда необходимо увеличить время горения воспламенительного состава. Скорость горения зерен дымного пороха составляет около 40 мм/с.

Масса воспламенительного состава (навески) зависит от площади поверхности горения топливного заряда, его температуры, свободного объема камеры сгорания, площади критического сечения сопла, марки топлива и конструктивных особенностей двигателя. Для приближенной оценки массы навески воспламенителя можно использовать эмпирическую зависимость:

$$m_в = \sqrt{S_{п.г} F_{кр.}},$$

где $m_в$ – масса навески воспламенителя, кг; $S_{п.г.}$ – площадь поверхности горения, м^2; $F_{кр}$ – площадь критического сечения сопла, м^2.

Расчетное значение навески воспламенительного состава обычно уточняется экспериментально (рис. 2.14)

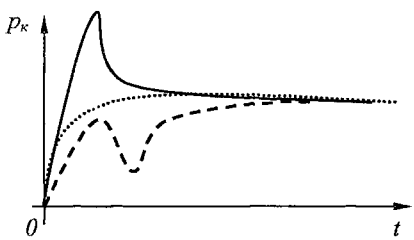


Рис.2.14. Влияние массы воспламенительного состава на характер изменения давления в камере сгорания:

—— – *избыточная масса воспламенителя;* ····· – *оптимальная масса;*
– – – – *недостаточная масса*

Воспламенительная навеска, помещенная в отдельный корпус, образует воспламенитель. Корпус воспламенителя может быть мешочком из ткани, например, перкаля. Однако такой корпус не обладает герметичностью, а порох, как известно, должен быть сухим, поэтому предпочтение отдается корпусам из алюминиевой фольги. Конструктивно корпус состоит из чашки и крышки (рис. 2.15).

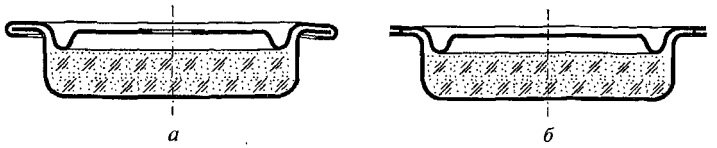


Рис.2.15. Схемы воспламенителей: а – с завальцованной крышкой; б – с крышкой, установленной с помощью диффузионной сварки

Чашка соединяется с крышкой посредством завальцовки или диффузионной сварки. В завальцованной крышке делают центральное отверстие, через которое засыпается навеска пороха, после чего отверстие заклеивается герметичной пленкой. Диффузионная сварка производится при комнатной температуре. Детали, которые предварительно очищаются, обезжириваются, а затем интенсивно сдавливаются. Сварка происходит за счет возникновения связей между атомами свариваемых деталей.

При использовании воспламенителей с разрушающимся корпусом возможно неполное воспламенение пороховых зерен, особенно при большой массе навески и крупных зернах.

Для повышения надежности воспламенения крупногабаритных зарядов используют форкамерные воспламенители (рис.2.16).

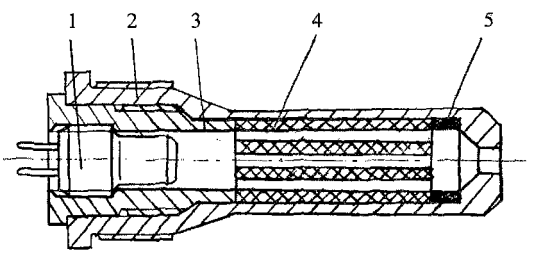


Рис.2.16. Конструктивная схема форкамерного воспламенителя:
1 – пиропатрон; 2 – корпус; 3 – втулка; 4 – заряд; 5 – опорное кольцо

Форкамерный воспламенитель по своей сути является пороховым аккумулятором давления с малым временем работы. Заключенный в нем топливный заряд горит при давлении, превышающем рабочее давление в камере сгорания. Изменяя толщину свода воспламенительного заряда и площадь выходных отверстий корпуса воспламенителя, можно регулировать время его работы.

2.6. Инициирование воспламенителей

Для инициирования, то есть поджига воспламенителей, используют устройства, называемые электровоспламенителями. Основным элементом электровоспламенителя является нить накаливания, выполненная из материала с высоким удельным сопротивлением. Нить

накаливания запрессовывается в инициирующий состав, в качестве которого используют, например, смесь бертолетовой соли с роданистым свинцом. Ток срабатывания электровоспламенителя обычно составляет 0.4...2.0 А, ток проверки целостности цепи воспламенения - 0.02 А.

В зависимости от массы инициирующего заряда электровоспламенители делят на электровоспламенители капельного типа (электрозапалы) и пиропатроны.

Электрозапалы (рис.2.17) обладают малыми габаритными размерами, создают слабый тепловой импульс, поэтому их помещают внутри воспламенителя, а провода выводят к контактным узлам.

Пиропатроны, один из которых изображен на рис.2.18, имеют достаточно широкую номенклатуру типоразмеров. Пиропатрон, помещенный в достаточно прочный корпус, образует пиросвечу (рис.2.19). Продукты сгорания пиропатрона, пройдя через форсажную втулку, приобретают скорость, позволяющую пробить корпус и поджечь навеску воспламенителя на расстоянии в несколько десятков сантиметров.

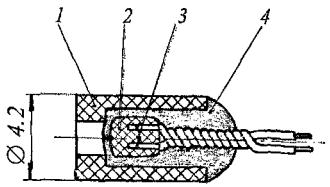


Рис.2.17. Электровоспламенитель капельного типа (электрозапал):
1 - втулка; 2 - воспламенительный состав; 3 - мостик накаливания; 4 - мастика

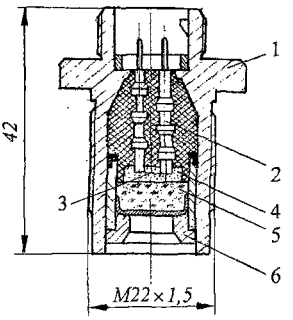


Рис.2.18. Пиропатрон:
1 - корпус; 2 - узел контактов;
3 - нить накаливания;
4 – ТНРС (тринитрорезорцинат свинца);
5 - пиротехнический состав;
6 - форсажная втулка

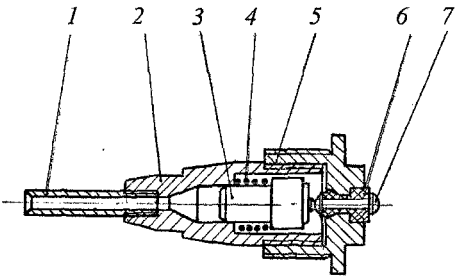


Рис. 2.19. Пиросвеча:
1 - форсажная трубка; 2 - корпус; 3- пиропатрон; 4 - пружина;
5 - крышка корпуса; 6 - изоляционная трубка; 7 - контакт

На рис.2.20 приведена схема компоновки воспламенительных устройств с расположением их в передней части двигателя.

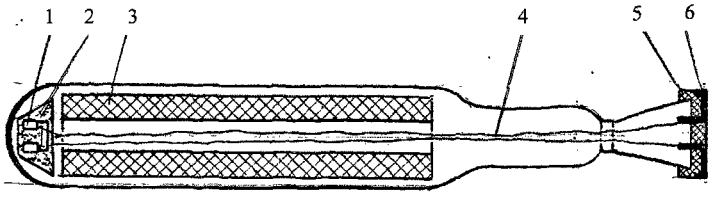


Рис.2.20. Схема компоновки электрозапальной воспламенительной системы:
1 - электрозапал; 2 - воспламенитель; 3 - топливный заряд; 4 - провода;
5 - сопловая заглушка; 6 - электрический контакт

Переднее расположение воспламенителя создает наилучшие условия для воспламенения заряда. Внутри корпуса воспламенителя 2 располагаются два параллельно подсоединенных электрозапала 1, к которым по проводам 4 подводится электрическое напряжение от контактов 6, запрессованных в заглушку сопла 5.

Слабым звеном такой схемы является наличие длинной проводной линии связи, которая усложняет процесс сборки двигателя и снижает его надежность. При малой длине топливного заряда проводная связь может быть заменена огневой (рис.2.21). Эта схема реализуется в турбореактивных снарядах.

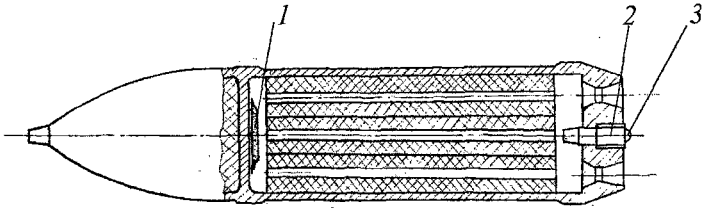


Рис.2.21. Схема компоновки воспламенительных устройств ТРС:
1 - воспламенитель; 2 - пиросвеча; 3 - электроконтакт пиросвечи

При срабатывании пиропатрона струя продуктов его сгорания, ускоренная форсажной трубкой пиросвечи, пробивает стенку воспламенителя и поджигает воспламенительный состав.

Преимущества огневой связи заставляют конструкторов использовать заднее расположение воспламенителя, менее благоприятное для поджига топлива, но позволяющее упростить конструкцию воспламенительного узла (рис.2.22).

Кормовое расположение воспламенителя возможно лишь при наличии достаточно прочной заглушки для сопла, препятствующей выходу пороховых газов. Сброс заглушки 7 должен происходить уже при воспламенении топливного заряда, когда давление в камере сгорания достигнет значения, превышающего половину рабочего давления.

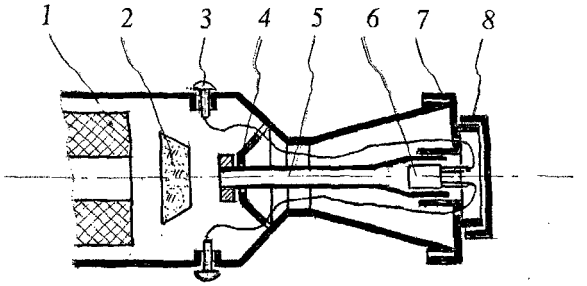


Рис.2.22. Схема кормовой компоновки воспламенительных устройств:
1 - топливный заряд; 2 - воспламенитель; 3 - контактный узел;
4 - силовой конус; 5 - форсажная трубка; 6 - пиропатрон;
7 - заглушка; 8 - крышка

Основным силовым элементом, удерживающим заглушку 7, является конус 4. Этот конус отделяет также внутренний объем сопла от свободного объема камеры сгорания, уменьшая последний. В основании конуса сделаны прорези. Они имеют три назначения:

– являются концентраторами напряжений, вызывающими деформацию и разрушение конуса без нанесения повреждений соплу;

– обеспечивают наддув свободного объема сопла частью пороховых газов, что вызывает появление в форсажной трубке 5 растягивающей силы, которая догружает вершину силового конуса и как бы вывертывает его наизнанку;

– позволяют пропустить провода, связывающие контактный узел 3 с пиропатроном 6.

Крышка 8 защищает пиропатрон 6 и подходящие к нему провода от механических повреждений и от воздействия внешних электромагнитных полей, способных вызвать срабатывание пиропатрона.

Поскольку все электрические цепи, связывающие пиропатрон с источником питания, экранировать не удается, то появляется опасность его самопроизвольного срабатывания под воздействием электромагнитных полей и электромагнитных импульсов ядерных взрывов. Помимо того, самопроизвольное срабатывание может произойти вследствие разрядов молнии и статического электричества.

Для исключения этих явлений в настоящее время применяются защищенные пиропатроны (рис.2.23). Основными элементами блока защиты 2 являются катушка индуктивности L и конденсатор C.

Катушка индуктивности обладает большим сопротивлением для переменного тока, вызванного действием внешних факторов, а конденсатор – малым. Способ их включения в электрическую цепь блока защиты исключает появление тока в пиропатроне более 0.02 А. На постоянный ток, используемый при инициировании электровоспламенителей, блок защиты практически не влияет.

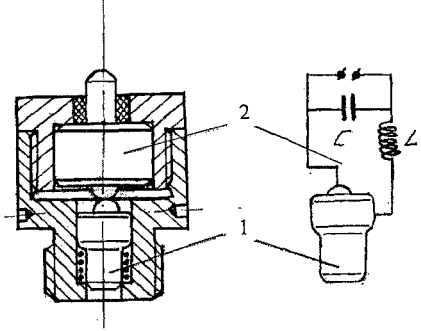


Рис.2.23. Схема защищенного электровоспламенителя:
1 - пиропатрон; 2 - блок защиты

2.7. Камеры сгорания

2.7.1. Условия работы камеры сгорания

Процесс горения топлива происходит в камере сгорания. Температура продуктов сгорания составляет 2500...3500 °С, давление –15...25 МПа. В наиболее тяжелых условиях работают камеры с вкладными зарядами. Раскаленные газы движутся по зазору между зарядом и стенкой двигателя со скоростью 200...300 м/с, при этом удельный тепловой поток конвективной теплопередачи составляет 4...6 кВт/см^2. Если вспомнить, что температура плавления стали 1450...1500 °С, то становится очевидной необходимость защиты стенки камеры от нагрева. Для борьбы с нагревом используют теплозащитные покрытия. Если время работы двигателя невелико и составляет несколько десятых долей секунды, то можно обойтись и без теплозащитных покрытий. В этом случае за время работы двигателя его стенка не успеет нагреться до опасной температуры.

Толщина теплозащитного покрытия, в первую очередь, зависит от времени работы двигателя. Покрытие должно отодвинуть во времени факт прогрева стенки до опасной или заданной температуры.

Характер изменения предела прочности жаропрочной стали при ее нагреве приведен на рис. 2.24.

Из рис. 2.24 видно, что до температуры, равной примерно 300°С, предел прочности стали практически не меняется. Есть марки сталей, прочность которых даже несколько возрастает при нагреве. После температуры 300°С начинается обвальное падение предела прочности. Таким образом, стальной стенке вполне можно "разрешить" прогрев до этой температуры.

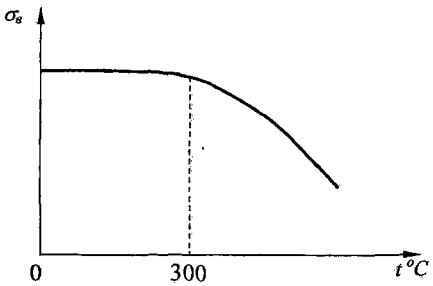


Рис. 2.24. Характер изменения предела прочности стали при нагреве

Прочность композиционных материалов более чувствительна к нагреву, поэтому их применяют или в сочетании с прочноскрепленными зарядами или защищают более толстым слоем покрытия.

2.7.2. Теплозащитные покрытия

Для защиты стенки камеры сгорания от нагрева применяют теплозащитные покрытия (ТЗП), которые в зависимости от механизма их функционирования делятся на теплоизоляционные (пассивные) и разрушающиеся (уносимые).

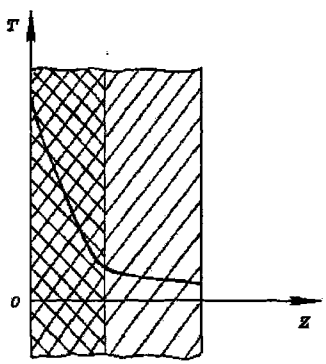


Рис.2.25. Распределение температуры в стенке с теплоизоляционным покрытием

Материалы пассивных ТЗП сочетают высокую температуру плавления с низкой теплопроводностью. Толщина этих покрытий в процессе работы остается практически неизменной, что объясняется их достаточно высокой стойкостью к эрозионному воздействию газо-

ей струи. Основой таких покрытий являются тугоплавкие окислы (MgO, Al_2O_3, ZrO_2 и др.), карбиды, нитриды и бориды некоторых металлов. На рис. 2.25 показано распределение температуры в металлической стенке с теплоизоляционным покрытием.

Большой градиент температуры $\frac{\partial T}{\partial z}$ в слое ТЗП объясняется низким значением коэффициента теплопроводности его материала.

Теплозащитные свойства разрушающихся (уносимых) покрытий заключаются в поглощении значительной доли подводимого к ним тепла на фазовые превращения и эндотермические реакции. При этом тепловой поток от продуктов сгорания к ТЗП снижается за счет вдува в пограничный слой газов и паров, образовавшихся при разложении материала ТЗП.

Уносимые ТЗП делят на две группы: покрытия с внешним и покрытия с внутренним уносом массы. Поверхность покрытия с внешним уносом предварительно плавится и испаряется, причем скорость уноса превышает скорость перемещения изотермы, т.е. скорость прогрева. К таким покрытиям относятся ТЗП на основе каучука и резины.

ТЗП с внутренним уносом материала практически не меняют своей толщины, но в процессе работы двигателя подвергаются послойному коксованию. На рис. 2.26 показан характер распределения температуры по стенке двигателя, имеющей ТЗП с внутренним уносом массы.

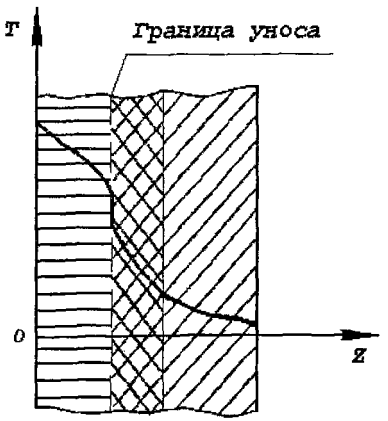


Рис. 2.26. Схема распределения температуры по толщине ТЗП с внутренним уносом массы

Резкое изменение температуры на границе внутреннего уноса материала ТЗП объясняется потерей тепловой энергии на плавление, химическое превращение и испарение уносимой части покрытия.

ТЗП с внутренним уносом массы обычно состоят из фенольных пластиков, армированных стекловолокном, волокнами окиси кремния, асбестовыми и графитовыми волокнами. Из волокон могут быть изготовлены ткани. Если в качестве армирующего компонента используется ткань, то композиционные материалы называются текстолитами (асботекстолиты, стеклотекстолиты).

Асботекстолит обладает лучшими теплоизоляционными свойствами, чем стеклотекстолит. Стекловолокно как наполнитель обладает более высокой механической прочностью,

чем асбест, поэтому стеклотекстолит является более эрозионностойким материалом, чем асботекстолит. Еще более высокую эрозионную стойкость имеет угольная ткань, вырабатываемая из специальной вискозы путем термообработки в среде метана.

Особенностью двигателей РС является высокая (до 300...350 м/с) скорость движения продуктов сгорания вдоль стенок камеры, газовода, сопла. Она исключает возможность применения эластичных ТЗП с поверхностным уносом, скорость которого может достигнуть нескольких миллиметров в секунду. Основная ставка делается на использование пассивных теплоизоляционных покрытий и жестких активных покрытий с внутренним уносом массы.

Связь температуры обечайки $T_{об}$ с толщиной стенки пассивного ТЗП $\delta_{П}$ и временем работы двигателя τ определяется выражением [4]

$$T_{об} = T_{об.0} + (T_{г} - T_{об.0})\left\{1 - \exp\left[-\frac{\alpha_{э}\tau}{(\rho c\delta)_{об}}\right]\right\}.$$

Здесь $\alpha_{э}$ - эквивалентный коэффициент теплоотдачи с учетом термического сопротивления, получаемого по правилу сложения термических сопротивлений для слоистых стенок,

$$\alpha_{э} = \frac{1}{(1/\alpha + \delta_{П}/\lambda_{П})};$$

$T_{об.0}$ – начальная температура обечайки;

$T_{г}$ – температура газообразных продуктов в зоне обечайки;

$\rho_{об}, c_{об}$ – плотность и удельная теплоемкость материала обечайки;

$\delta_{об}$ – толщина обечайки;

$\delta_{П}$ – толщина ТЗП;

$\lambda_{П}$ – коэффициент теплопроводности материала ТЗП;

α – коэффициент теплоотдачи от газа к стенке..

При уменьшении толщины ТЗП увеличивается температура обечайки и уменьшается предел прочности ее материала, а это приводит к увеличению толщины ее стенки. Оптимальная толщина ТЗП соответствует минимуму выражения:

$$m = \rho_{об}\delta_{об} + \rho_{П}\delta_{П}.$$

На рис. 2.27 приведена одна из возможных схем нанесения ТЗП из пастообразного теплозащитного материала (ТЗМ) на внутреннюю поверхность корпуса камеры сгорания.

Обечайка корпуса двигателя 2 после очистки и обезжиривания внутренней поверхности устанавливается в патроне 1. Внутрь обечайки вводится штанга 4 с пульверизатором 3. Штанга закрепляется на суппорте 5, к которому по гибким шлангам подводятся жидкий теплозащитный материал и сжатый воздух. Обечайке придается вращательное движение, а суппорту – поступательное. Для ускорения процесса полимеризации связующего обечайку нагревают.

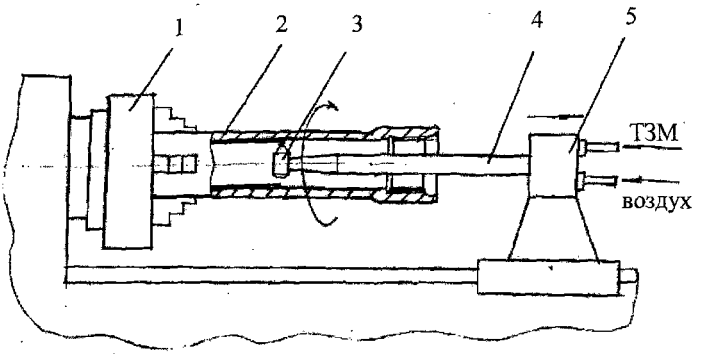


Рис. 2.27. Схема напыления ТЗМ:
1 – патрон; 2 – обечайка корпуса двигателя; 3 – пульверизатор; 4 – штанга;
5 - суппорт

На рис. 2.28 дана возможная схема нанесения ТЗП, состоящего из асбо- или стекло-[illegible]. пропитанной фенольными смолами.

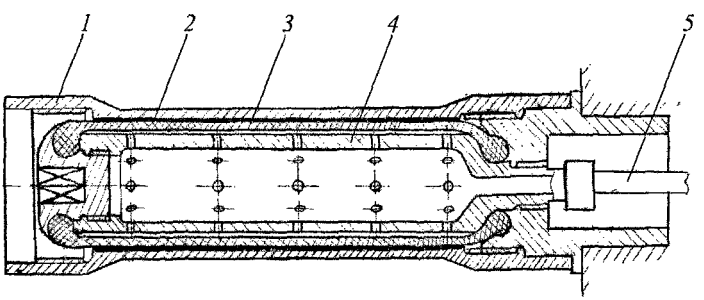


Рис. 2.28. Схема нанесения ТЗП с помощью резинового мешка:
1 – корпус двигателя; 2 – ТЗП; 3 – резиновый мешок; 4 – оправка; 5 – воздушный шланг

На резиновый мешок 3, установленный на оправке 4, наносится слой антиадгезионно-[illegible] покрытия, после чего наматывается расчетный слой ТЗП. Корпус двигателя 1 с предварительно подготовленной внутренней поверхностью надевается на оправку с ТЗП. По шлангу 5 [illegible]ается сжатый воздух, под давлением которого ТЗП деформируется и плотно прилегает к [illegible]утренней поверхности. После выдержки с нагревом давление сбрасывается, и корпус двигателя снимается с оправки.

2.7.3. Прочность обечайки камеры сгорания

Обечайкой называют поверхность, которую можно развернуть на плоскость. Корпус камеры сгорания двигателя РС состоит из цилиндрической обечайки и [illegible] которых определяется условиями прочности, технологичности и ограничениями на [illegible] двигателя. Двигатели РС обычно имеют большое удлинение, поэтому основную часть их массы составляет масса обечайки, которая, естественно, зависит от толщины ее стенки.

Толщина стенки должна обеспечить прочность камеры сгорания при действии внешних и внутренних нагрузок. В качестве таковых выступают давление в камере сгорания $p_к$ (внешняя распределенная нагрузка) и осевая сила N_x (внутренняя, распределенная по площади поперечного сечения камеры, нагрузка).

При проведении прямых прочностных расчетов обычно исходят из того, что известны нагрузки на конструкцию и размеры ее силовых элементов. Цель расчета – определение наиболее нагруженного участка конструкции и выдача заключения о его [illegible]. При обратных, т.е. проектных прочностных расчетах, силовые факторы также считаются известными. Цель расчета – определение толщин стенок силовых элементов, обеспечивающих прочность конструкции.

Проектные расчеты проводят применительно к предварительно выбранным наиболее нагруженным участкам конструкции. Для обечайки камеры сгорания таким участком является поперечное сечение, непосредственно примыкающее к узлу соединения обечайки с передней крышкой.

Распределение давления по длине камеры сгорания таково, что оно максимально у передней крышки и убывает по мере приближения к соплу (см. рис. 2.1).

Осевая сила в поперечном сечении двигателя зависит не только от давления в камере, но и от тяги двигателя, и от соотношения масс снаряда и участка ракеты, расположенного ниже расчетного сечения. Максимального значения осевая сила достигает в том же сечении, что и давление в камере. Ее величина определяется выражением

$$N_x = p_к F_к \left[1 - K_р \frac{F_{кр}}{F_к} \left(1 - \frac{m_{рч}}{m} \right) \right], \qquad (2.19)$$

где $F_к$ и $F_{кр}$ – площади поперечного сечения камеры сгорания и критического сечения сопла; m и $m_{рч}$ - массы снаряда и его ракетной части.

Коэффициент тяги $K_р$ определяется выражением

$$K_р = \frac{P}{p_к F_{кр}}.$$

Для снарядов РСЗО $K_р = 1{,}2 \ldots 1{,}3$.

Анализируя выражение (2.19), можно установить, что максимальное значение N_x развивается в начале работы двигателя, поэтому при вычислении осевой силы следует использовать начальные значения масс ракетной части и всего снаряда.

При определении толщины стенки обечайки нужно ориентироваться на максимальное значение давления в камере сгорания. В практике прочностных расчетов за [illegible] рассмотрение расчетное, или разрушающее, давление, определяемое выражением

$$p_{к.р} = \eta k_1 k_2 \frac{\sigma_{вt}}{\sigma_{0,2t}} p_к^{-}, \qquad (2.20)$$

где η – коэффициент запаса прочности; k_1 – коэффициент, учитывающий всплеск давления в камере при срабатывании воспламенителя; k_2 – коэффициент, учитывающий разброс свойств стекла между партиями; $\sigma_{вt}$ и $\sigma_{0,2t}$ – пределы прочности и текучести материала обечайки при расчетной температуре; $p_к^+$ – давление в камере сгорания при начальной температуре заряда +50°С.

Коэффициент запаса прочности η призван учитывать все неточности расчетной схемы и разброс механических свойств материала. В расчетах первого приближения можно принимать $\eta=1,2...1,3$.

Для коэффициентов k_1 и k_2 можно рекомендовать значения: $k_1=1,1$, $k_2=1,2$.

Отношение предела прочности материала конструкции $\sigma_{вt}$ к условному пределу его текучести $\sigma_{0,2t}$ при максимальной температуре конструкции t призвано исключить появление пластических деформаций при максимальном давлении в камере сгорания.

Оставаясь в рамках безмоментной теории оболочек [11], будем считать, что в сечениях обечайки возникают равномерно распределенные осевые напряжения σ_x и окружные напряжения σ_θ (рис. 2.29).

Давление в камере сгорания примерно на два порядка меньше напряжений в ее стенке, поэтому без большой погрешности можно пренебречь его действием на выделенный элемент и рассматривать плоское напряженное состояние элемента.

Осевое напряжение можно определить по зависимости

$$\sigma_x = \frac{N_x}{\pi D \delta_{об}}. \qquad (2.21)$$

Для окружного напряжения справедливо выражение

$$\sigma_\theta = \frac{p_к D}{2\delta_{об}}. \qquad (2.22),$$

где $\delta_{об}$ – толщина стенки обечайки.

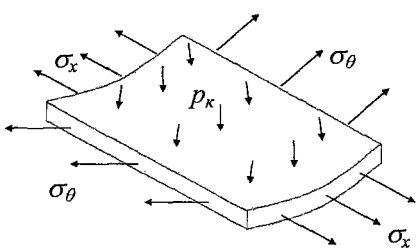


Рис. 2.29. Схема напряжений в цилиндрической безмоментиой оболочке

Используя зависимость (2.19), выражение (2.21) можно привести к следующему виду:

$$\sigma_x = \frac{p_к D}{4\delta_{об}} A, \qquad (2.23)$$

где

$$A = 1 - K_р \frac{F_{кр}}{F_к}\left(1 - \frac{m_{РЧ}}{m}\right).$$

Обечайка не разрушится, если возникшее в ней под действием разрушающего давления эквивалентное напряжение будет меньше предела прочности конструкционного материала при температуре эксплуатации, т.е.

$$\sigma_{экв} < \sigma_{вт}. \qquad (2.24)$$

Эквивалентное напряжение – это напряжение, вычисленное по гипотезе, соответствующему принятой теории прочности, и равное по опасности разрушения напряжению при одноосном растяжении-сжатии. Для конструкционных сталей справедлива теория энергии формоизменения, в соответствии с которой

$$\sigma_{экв} = \sqrt{\sigma_0^2 - \sigma_0\sigma_x + \sigma_x^2}. \qquad (2.25)$$

Подставляя в выражение (2.25) значения σ_x и σ_θ, вычисленные при разрушающем давлении в камере $p_{к.р}$, получим

$$\sigma_{экв} = \frac{p_{к.р} D}{2\delta_{об}} \sqrt{1 - \frac{A}{2} + \frac{A^2}{4}}.$$

Из выражения (2.24) следует, что толщина стенки, обеспечивающая ее прочность, определяется выражением

$$\delta_{об} \geq \frac{p_{к.р} D}{2\sigma_{вт}} \sqrt{1 - \frac{A}{2} + \frac{A^2}{4}}. \qquad (2.26)$$

Для определения толщины стенки обечайки может быть использована зависимость, полученная в предположении, что материал оболочки находится в условиях плоского напряженного состояния ($\sigma_x = 0$), в соответствии с которой

$$\delta_{об} \geq f \frac{p_{к\,max} D}{2\sigma_{вт}}.$$

Максимальное давление в камере сгорания определяется выражением

$$p_{к\,max} = k_1 k_2 p_к^+.$$

Значения коэффициентов k_1 и k_2 те же, что и при вычислении расчетного давления.

Коэффициент безопасности f обычно задается нормами прочности двигателя и лежит в диапазоне 1,5...1,8.

Толщина стенки переднего дна камеры сгорания зависит от толщины стенки обечайки и формы этого дна. В общем случае дно может быть сферическим, эллиптическим и плоским. Жесткие ограничения на длину РС заставляют применять или эллиптические днища с отношением полуосей 2...2,5 или плоские днища.

Приближенное значение толщиины эллиптического днища с полуосями $0,5D$ и b определяется выражением

$$\delta_{дн} = \frac{p_{к.р} D}{2\sigma_{вт}} \left(\frac{D^2}{24b^2} + \frac{1}{3} \right).$$

Приближенное значение толщины плоского дна можно найти по формуле

$$\delta_{дн} = 0{,}45D \sqrt{\frac{p_{к.р}}{\sigma_{вт}}}.$$

Максимальное напряжение в эллиптическом дне развивается в его вершине, а в плоском - на его наружном контуре.

2.7.4. Изготовление корпусов камер сгорания

К снарядам РСЗО предъявляются повышенные требования по технологичности, а следовательно и по дешевизне конструкции. В первую очередь это относится к камерам сгорания. Их конструкция должна быть ориентирована на такие прогрессивные технологические процессы как глубокая вытяжка или ротационное выдавливание, иногда называемое раскатка. Указанные техпроцессы наиболее выгодны, если удлинение получаемых с их помощью заготовок не превышает 6...8 единиц. Этим обстоятельством объясняется широкое применение камер сгорания, состоящих из двух свинчивающихся труб: головной, снабженной глухим дном, и хвостовой (см. рис. 2.12).

На рис. 2.30 приведены некоторые этапы получения методом глубокой вытяжки холоднотянутой заготовки для головной трубы камеры сгорания.

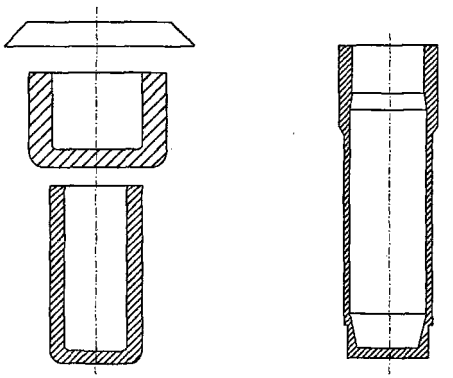


Рис. 2.30 Этапы получения холоднотянутой заготовки методом глубокой вытяжки

Операции вытяжки проводят в специальных штампах. После каждой вытяжки заготовку подвергают отжигу для снятия эффекта упрочнения и возврата пластичности. На последнем этапе производится обжим заготовки у открытого торца.

Ротационное выдавливание корпусов камер сгорания осуществляют на горизонтально-раскатных станках. Схема процесса дана на рис. 2.31.

Заготовка 3 в виде толстостенного стакана, полученная методом горячей штамповки, надевается на оправку 3 и фиксируется прижимом 4. Оправке придается вращательное движение. На заготовку воздействует система из трех давильных роликов 2, которая обеспечивает раскатку ее стенки. Относительное утонение стенки ε определяется выражением

$$\varepsilon = \frac{\delta_з - \delta_д}{\delta_з} \cdot 100\%,$$

где $\delta_з$ и $\delta_д$ - толщины стенок заготовки и детали.

За один проход роликов в зависимости от пластичности материалов можно обеспечить ε = 30...60 %. После каждого прохода заготовка подвергается отжигу. Данный метод позволяет раскатать заготовку до толщины 0.5...0.6 мм при разностенности 0.02...0.05 мм. Внутренний диаметр заготовки на 0.1...0.4 мм больше диаметра оправки.

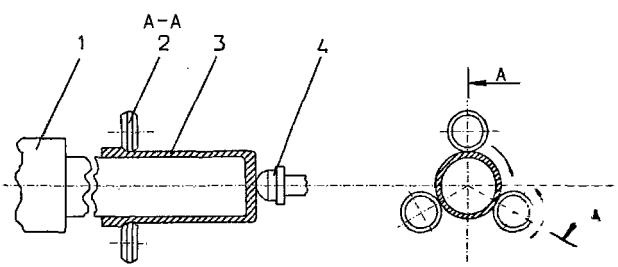


Рис.2.31. Схема процесса ротационного выдавливания:
1 – оправка; 2 - давильный ролик; 3 – заготовка; 4 - прижим

При ротационном выдавливании легко обеспечить ступенчатое изменение толщины стенки вдоль образующей оболочки.

Заготовки, полученные методами холодного деформирования, поступают в дальнейшем высокопроизводительным процессам обработки резанием, в том числе нарезанию резьбы в местах соединения.

Резьбовые соединения нашли широкое применение в конструкции снарядов. С их помощью обычно соединяются головная и ракетная части снаряда, головная и хвостовая трубы камеры сгорания, камера сгорания и сопло. Эти соединения должны обеспечивать прочность, точность и герметичность конструкции. Вопросы прочности резьбовых соединений достаточно полно освещены в курсах «Детали машин», поэтому ограничимся рассмотрением только точности и герметичности.

Схема соединения двух отсеков, иллюстрирующая погрешности при сборке, дана на рис. 2.32.

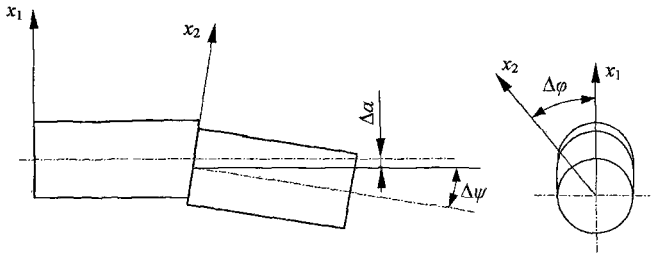


Рис. 2.32 Схема погрешностей при стыковке

При соединении двух отсеков возникают погрешности по смещению (Δa) , по перекосу ($\Delta\psi$) и закручиванию ($\Delta\varphi$). Само резьбовое соединение не обеспечивает удовлетворительной точности ни по одному из указанных параметров, поэтому в его состав должны входить конструктивные элементы, обеспечивающие эту точность (рис. 2.33).

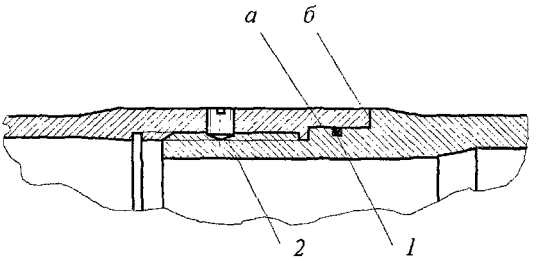


Рис. 2.33 Резьбовое соединение:
а – поверхности, обеспечивающие точность по смещению осей;
б – поверхности, обеспечивающие точность по перекосу осей;
1 – резиновое уплотнительное кольцо; 2 - стопорный винт

Цилиндрический поясок $а$ обеспечивает точность соединения по смещению (Δa), а торцовые поверхности $б$ - по перекосу ($\Delta\psi$). Резьбовое соединение, представленное на рис. 2.33, не обеспечивает точность по закручиванию. Стопорный винт 2 своим назначением имеет только исключение саморазвинчивания соединения.

Герметичность соединения обеспечивается резиновым кольцом 1. В качестве герметика может быть использована пушечная смазка, которой покрывают резьбу перед свинчиванием.

Точность по углу закручивания может быть обеспечена в варианте, представленном на рис. 2.34. Стяжная гайка 1 имеет два резьбовых участка: один с левой, а другой с правой резьбой. Свинчиваемые трубы закрепляются в приспособлении, допускающем их продольное перемещение, но исключающем вращение.

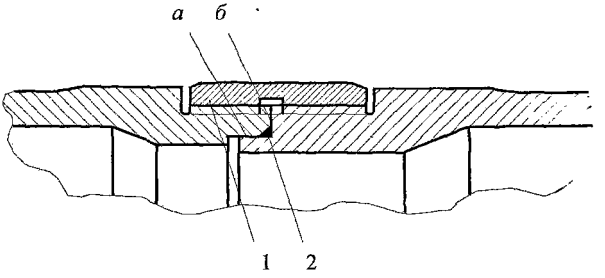


Рис. 2.34 Резьбовое соединение со стяжной гайкой:
а – поверхности, обеспечивающие точность по смещению;
б – поверхности, обеспечивающие точность по перекосу;
1 – стяжная гайка; 2 – уплотнительное кольцо

Между трубами устанавливается стяжная гайка, ее резьба вводится в зацепление с резьбой на трубах, после чего за счет вращения гайки производится стягивание по б

В резьбовых соединениях деталей двигателя обычно используется упорная резьба. Рассмотрим особенность ее работы на примере соединения обечайки с днищем, схема которого приведена на рис. 2.35.

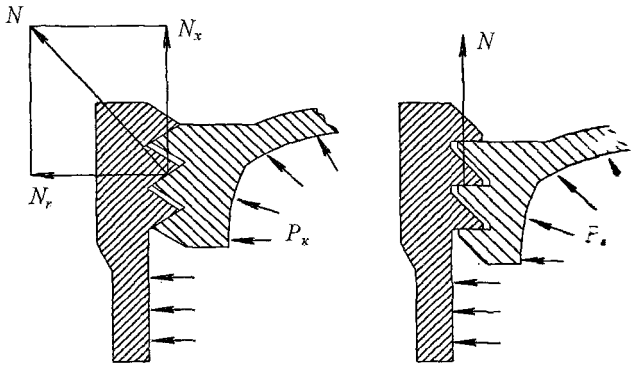


Рис. 2.35 Схемы работы резьбового соединения:
а - с треугольным профилем резьбы;
б - с упорной резьбой

Распределенная нагрузка с днища передается на обечайку через витки резьбы. Со стороны крышки на единицу длины витка обечайки действует сила N, направленная по нормали к поверхности витка. В резьбе с треугольным профилем эта сила дает радиальную составляющую N_r. Под действием этих сил увеличивается диаметр обечайки и может произойти "выщелкивание" крышки. Упорная резьба свободна от этого недостатка.

2.7.5. Сопла и сопловые блоки

Сопло ракетного двигателя можно рассматривать как устройство для преобразования потенциальной и внутренней энергии продуктов сгорания (энтальпии) в кинетическую энергию образованной ими струи. На рис. 2.36 показано изменение параметров газового потока по длине сопла. Сверхзвуковое истечение газа возникает, если степень расширения рабочего тела соответствует условию

$$\frac{p_к}{p_н} > \left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{n}{n-1}},$$

где n – отношение удельных теплоемкостей газа c_p и c_v; $p_н$ – атмосферное давление на высоте H.

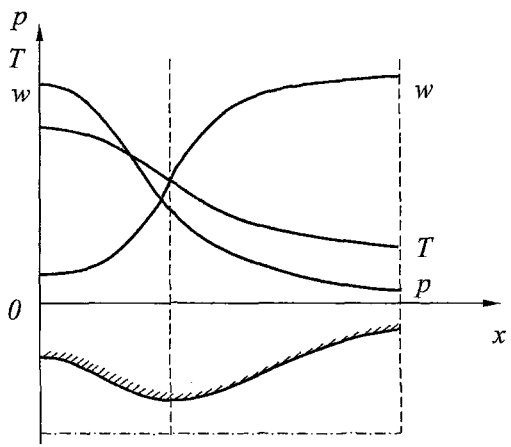


Рис. 2.36. Изменение параметров газового потока по длине сопла:
p – давление; T – температура; w – скорость потока

Для продуктов сгорания ТРТ n=1.1…1.2. Таким образом, $p_к/p_н$>1.7…1.8. Скорость в наименьшем сечении сопла, называемом критическим, становится равной местной скорости звука (a≈1000 м/с). В расширяющейся части сопла скорость продолжает расти.

Наиболее эффективной конструкцией сопла является газодинамически профилированное сопло, в котором профиль сверхзвуковой части совпадает с линией тока расширяющегося газа при сверхзвуковом течении. В таких соплах уменьшается радиальная состав-

ляющая скорости истечения участков потока, примыкающих к стенке сопла, что повышает его эффективность.

Однако такие сопла сложны в производстве, поэтому иногда применяют конические сопла (рис. 2.37)

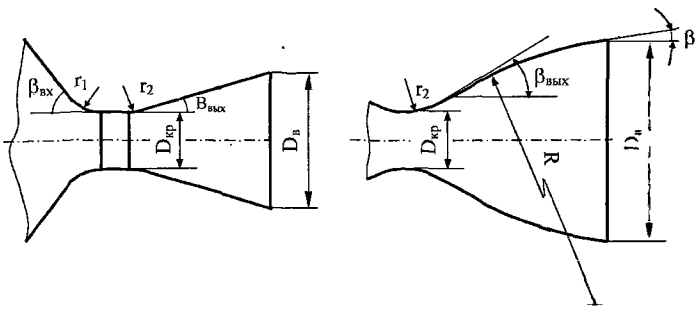


Рис. 2.37. Конфигурация конического и профилированного сопел

Конфигурация сопла определяется преимущественно на основе эксперимента. Угол входного конуса $\beta_{вх}$ целесообразно выбирать в пределах 40...60°. С увеличением этого угла растут теплопотоки к днищу двигателя, и увеличивается унос теплоизоляции. Радиусы скруглений можно задавать в соответствии с таблицей 2.1.

Таблица 2.1

Радиусы профиля сопла

$D_{кр}$	<50мм	50...70мм	>70мм
r_1	$D_{кр}$	0.5 $D_{кр}$	0.3 $D_{кр}$
r_2	(0.5...1.0) $D_{кр}$	(1...2) $D_{кр}$	(2...3) $D_{кр}$

По статистике угол полураствора выходного конуса $\beta_{вых}$=8...18°. У профилированного сопла $\beta_{вых}$ не должен превышать 25°, а β находится в пределах 5...7°.

Основным параметром, определяющим размеры сопла, является диаметр критического сечения

$$D_{кр} = \sqrt{\frac{4F_{кр}}{\pi}}$$

где $F_{кр}$ – площадь критического сечения.

Площадь критического сечения определяется из условия равенства массового расхода продуктов сгорания:

$$S_{п.г} u \rho_T = A_{п.сг} F_{кр} p_к$$

Параметр $A_{п.сг}$ учитывает влияние термодинамических свойств продуктов сгорания на характер истечения. Диапазон его изменения невелик, и без большой погрешности можно принимать $A_{п.сг} \approx 1540$ *с/м*. Тогда

$$F_{кр}=1540 \cdot \frac{S_{п.г} u \rho_T}{p_к}.$$

Площадь выходного сечения сопла определяется выбранной степенью его расширения $f_в$, т.е. $F_в = f_в F_{кр}$.

Соображения по выбору степени расширения сопла приведены в разделе 2.1. Давление в камере сгорания двигателя РС, как правило, довольно высокое и составляет более 10...15 МПа. В этом случае диаметр выходного сечения, обеспечивающий расчетный режим работы сопла, обычно превышает калибр снаряда, поэтому приходится использовать сопла, работающие в режиме недорасширения. Возникающая при этом потеря скорости истечения (см. рис. 2.36) компенсируется уменьшением массы сопла и длины снаряда.

В практике конструирования снарядов РСЗО нашли применение и отдельные сопла и сопловые блоки, состоящие из нескольких сопел. Выбор варианта обычно увязывается с конструктивно- силовой схемой всего снаряда. Для ТРС безальтернативным вариантом является использование соплового блока.

На рис. 2.38 представлены схемы сопловой части корпуса оперенных снарядов.

Сопловой блок имеет меньшую длину и массу, чем отдельное сопло. Но необходимость складывания оперения заставляет идти на использование газоводной трубки, которая сводит на нет это преимущество. Сопловой блок может дать меньший эксцентриситет тяги, чем отдельное сопло, за счет того, что погрешности, допущенные при изготовлении его сопловых отверстий, частично компенсируют друг друга.

а б

Рис. 2.38. Схемы сопловой части оперенного снаряда:
а – с сопловым блоком; б – с отдельным соплом

К достоинствам моносопла следует отнести меньшие потери энергии газа за счет лучшей организации его течения, особенно при использовании профилированного сопла. Моносопло позволяет также уменьшить площадь дна снаряда, а следовательно, и его лобовое сопротивление.

Сопло является наиболее теплонапряженным элементом конструкции двигателя. Со стороны продуктов сгорания к стенке камеры сгорания и сопла направлен поток тепловой энергии, интенсивность которого принято характеризовать удельным тепловым потоком q. Удельный тепловой поток – это количество тепловой энергии, подводимой к $1м^2$ стенки в 1с. Он измеряется в $Вт/м^2$ и является суммой удельных тепловых потоков, возникающих при конвективном теплообмене $q_к$ и при излучении газов $q_л$, т.е.

$$q = q_к + q_л$$

Удельный тепловой поток при конвективном теплообмене определяется по закону Ньютона

$$q_к = \alpha(T_г - T_{ст}),$$

а удельный тепловой поток при лучеиспускании – по закону Стефана- Больцмана

$$q_л = \sigma\varepsilon T_г^4$$

где α – коэффициент теплоотдачи; $T_г$ и $T_{ст}$ – температуры продуктов сгорания (газов) и стенки; σ – постоянная Стефана- Больцмана; ε – коэффициент излучения газа [1].

На рис. 2.39 показан характер распределения удельных тепловых потоков по длине камеры и сопла.

Пик удельного теплового потока в районе критического сечения сопла вызван резким увеличением коэффициента теплоотдачи от газа к стенке. Особые условия работы сопла в зоне критического сечения предъявляют повышенные требования к конструкционному материалу, из которого изготавливается или все сопло или деталь, называемая вкладышем критического сечения.

Анализируя условия работы вкладыша, можно сформулировать основные требования к его материалу. Это, в первую очередь, высокая температура плавления и достаточно высокая механическая прочность при рабочей температуре. Актуальность этого требования повышается с увеличением времени работы двигателя. При малом времени работы на первый план выходят такие свойства материала, как высокая теплопроводность и большая удельная теплоемкость. Материал с высокой теплопроводностью обеспечивает интенсивный отвод тепла от поверхности вкладыша в его глубину, а высокая теплоемкость позволяет затянуть этот процесс, т.е. увеличить время работы вкладыша до момента приобретения им максимально допустимой температуры.

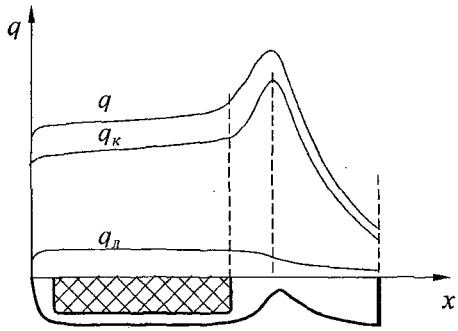


Рис. 2.39. Характер распределения удельных тепловых потоков по длине камеры сгорания и сопла.

Наилучшим сочетанием указанных свойств обладает графит. Практически он не плавится, но при температуре около 3600°С испаряется, минуя жидкое состояние. Интересной особенностью графита является то, что его прочность при нагреве до 2000...3000°С в два-три раза выше, чем при обычной температуре. Графит хорошо обрабатывается, поэтому графитовые детали обычно вырезаются из целого куска. Для повышения твердости и прочности графит пропитывается смолами или карбидом кремния.

Сопловые вкладыши могут быть сделаны и из молибдена. Это один из наиболее дешевых тугоплавких металлов. Температура его плавления 2620°С. Его недостаток – малая стойкость против газовой коррозии при высоких температурах – практически не проявляется за время работы двигателя РС (2...5 с).

При времени работы двигателя 1...2 с вкладыш критического сечения может быть изготовлен из чистого железа или весь сопловой блок из малоуглеродистой стали. Теплопроводность технически чистого железа примерно в два раза больше, чем у легированной стали. На рис. 2.40 дана схема сопла с вкладышем в критическом сечении.

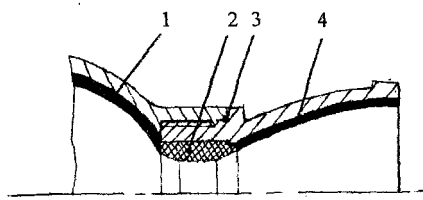


Рис. 2.40. Схема сопла с вкладышем:
1,4 – ТЗП; 2 – вкладыш; 3 – резиновое кольцо

Цилиндрический поясок в критическом сечении обеспечивает простоту изготовления и контроля вкладыша, а также большую сопротивляемость эрозии.

Глава 3. Головные части.

3.1. Общие сведения

Основное назначение головной части (ГЧ) - уничтожение цели. Наиболее распространенным способом уничтожения цели является ее механическое разрушение. Разрушить – значит совершить работу, затратить энергию. Снаряд у цели обладает достаточно большой кинетической энергией. Ее величина составляет несколько мегаджоулей. В случае прямого попадания он может уничтожить или подавить практически любую цель только за счет кинетической энергии.

Вся беда в том, что прямое попадание РС в цель имеет весьма малую вероятность. Для поражения цели при наличии промаха необходимо повысить энерговооруженность ГЧ так, чтобы она обладала определенным радиусом действия, по возможности превышающим величину промаха.

Носителем энергии ГЧ обычно является заряд взрывчатого вещества ВВ. Энергия, выделяющаяся при взрыве 1 кг ВВ, меньше энергии, которую можно получить при сжигании топлива той же массы. Преимуществом ВВ является возможность практически мгновенного выделения этой энергии, т.е. детонация. Твердое ракетное топливо горит со скоростью 5...30 мм/с, при этом химическая энергия топлива преобразуется в основном в тепловую энергию продуктов сгорания. Детонация ВВ происходит со скоростью 7...9 км/с. Основная часть его химической энергии преобразуется в механическую энергию продуктов детонации.

В зависимости от способов использования выделившейся энергии различают фугасные, осколочные, кумулятивные (в том числе ГЧ типа „ударное ядро" и комбинированные ГЧ.

Особую разновидность головных частей образуют ГЧ объемного взрыва. Эти ГЧ снаряжаются жидким или газообразным горючим, которое распыляется над целью и образует в смеси с воздухом детонирующую смесь. Взрыв такой ГЧ по своей эффективности занимает промежуточное положение между ядерным взрывом и взрывом химических веществ.

Химические ВВ в зависимости от степени чувствительности к внешним воздействиям делятся на инициирующие и бризантные. Инициирующие ВВ применяются для вызова детонации бризантных. Они обладают большой чувствительностью к внешним воздействиям (механическим или тепловым). Важнейшими представителями инициирующих ВВ являются гремучая ртуть, азид свинца, тринитрорезорцинат свинца (ТНРС). Они применяются для снаряжения капсюлей - детонаторов и электродетонаторов.

Бризантные, или дробящие, ВВ используются для изготовления основных разрывных зарядов. Чувствительность бризантных ВВ невысока, поэтому для вызова их детонации требуется внешнее воздействие значительной величины (взрыв инициирующего ВВ). Наибольшее применение нашли следующие бризантные ВВ: тротил (иначе называемый тринитротолуолом, или толом), тетрил, гексоген, смесь тротила с гексогеном и др.

Тротил - наиболее распространенное ВВ. По внешнему виду - это кристаллическое вещество желтоватого цвета. Его плотность 1600 кг/м^3, температура плавления 81°С, температура вспышки 290°С. На воздухе тротил горит спокойно, в замкнутом объеме горение может перейти во взрыв. Чувствительность его к внешним воздействиям сравнительно низкая (например, прострел пулей взрыва не вызывает). Скорость детонации тротила – 6990 м/с.

Тетрил – кристаллическое вещество светло-желтого цвета с плотностью 1780 кг/м^3, температурой плавления 128°С и температурой вспышки 190°С. Более чувствителен к внешним воздействиям, чем тротил. Скорость детонации тетрила 7470 м/с. Применяется для изготовления детонаторов и капсюлей-детонаторов.

Гексоген – одно из наиболее мощных ВВ. Это белое кристаллическое вещество плотностью 1800 кг/м^3, с температурой плавления 203°С. При нагревании до 215°С гексоген

взрывается. Он более чувствителен к внешним воздействиям, чем тетрил. Скорость детонации гексогена 8380 м/с.

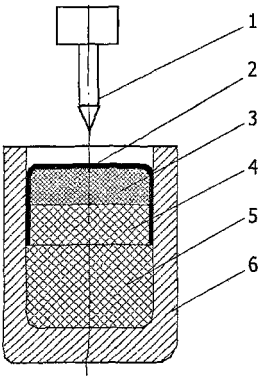
Скорость детонации определяет не только время прохождения детонационной волны по заряду ВВ, но и выделяющуюся при этом энергию. В теории детонации показано, что высвобождаемая энергия зависит от квадрата скорости детонации.

На рис.3.1 представлена типичная схема детонационной цепи ГЧ.

Рис. 3.1. Схема детонационной цепи

Взрыватель обеспечивает подрыв ГЧ при непосредственном контакте с целью (или на заданном удалении) и безопасность при служебном обращении.

Взрыватели делятся на контактные, неконтактные и дистанционные. Первые срабатывают при непосредственном взаимодействии с преградой, в результате появления силы сопротивления прониканию снаряда. Неконтактные вызывают подрыв ГЧ на требуемом удалении от цели или от земной поверхности. Дистанционные взрыватели вызывают подрыв ГЧ в заданной точке траектории.



В зависимости от конструкции датчика цели контактные взрыватели делятся на механические, нашедшие наибольшее применение на головных частях РС, и электрические. Основным элементом механического взрывателя является ударник, который при взаимодействии с преградой накалывает капсюль-детонатор. При этом или ударник перемещается назад под действием силы сопротивления преграды или капсюль - детонатор перемещается вперед под действием инерции (рис.3.2).

Рис. 3.2. Схема инициирования накольного капсюля-детонатора:
1– ударник; 2 – колпачок; 3 – накольный состав; 4 – азид свинца;
5 – тетрил; 6 – корпус

Электрические взрыватели делятся на электроконтактные и пьезоэлектрические. Чувствительным элементом электроконтактиого датчика цели является электрический контакт, который замыкается при ударе о преграду и тем самым замыкает цепь подрыва ГЧ. Чувствительным элементом пьезоэлектрического датчика цели является пьезогенератор. Это кристалл сегнетоэлектрика (обычно титаната бария), в котором при ударе о преграду возникает высокое электрическое напряжение (до нескольких десятков киловольт), которое затем подается на искровой электродетонатор взрывателя.

Неконтактные взрыватели реагируют на энергию, излучаемую или отражаемую целью. Контрастность цели обеспечивается электромагнитным излучением радиолокационного, инфракрасного или лазерного диапазона.

Дистанционные взрыватели обеспечивают подрыв ГЧ на дистанции, т.е. в заданной точке траектории. Точнее говоря, эти взрыватели срабатывают в момент времени, соответствующий нахождению снаряда в требуемой точке траектории. По своей сути это временное

реле, которое включается при старте от осевых перегрузок и через заданный перед пуском промежуток времени выдает сигнал на подрыв.

Предохранительный механизм взрывателя имеет одну или несколько ступеней предохранения, которые автоматически снимаются при пуске снаряда. Для снятия ступеней предохранения используются такие физические эффекты, как появление или перемена знака осевой перегрузки, раскрутка снаряда относительно продольной оси до заданной скорости или просто фактор времени.

Замедлитель регулирует время между подачей сигнала от датчика цели и срабатыванием капсюля-детонатора. Замедление бывает необходимым для обеспечения внедрения снаряда в преграду на необходимую глубину с последующим подрывом. В основе замедлителя лежит "дорожка" из пиротехнического состава, длина которой регулируется при установке времени замедления.

В электрических взрывателях вместо накольного капсюля-детонатора применяются электродетонаторы. Принцип их действия аналогичен принципу действия электровоспламенителей РДТТ (см. рис.2.17), только вместо воспламенительного состава применяется состав из инициирующего ВВ. В электродетонаторах пьезоэлектрических взрывателей роль нити накаливания выполняет искровой промежуток между электродами.

Импульс, создаваемый капсюлем-детонатором или электродетонатором, – невелик. Для его *усиления* применяют *промежуточный* заряд ВВ, *называемый* детонатором. Конструктивно детонатор обычно выполняется из двух зарядов. Первый, меньший по массе, располагается в корпусе взрывателя, а второй – в корпусе боевой части.

Обычно взрыватели снабжаются самоликвидаторами – устройствами, обеспечивающими подрыв ГЧ через промежуток времени, превышающий время полета на максимальную дальность.

3.2. Фугасные головные части

Фугасные ГЧ применяются для поражения наземных и подземных целей. Действие их складывается из двух видов: пробивного (ударного), основанного на использовании кинетической энергии снаряда при его подходе к цели, и фугасного действия ВВ, под которым понимают разрушение и выброс той среды, в которой происходит взрыв.

3.2.1. Устройство фугасной головной части

Рассмотрим устройство фугасной ГЧ (рис.3.3).

Корпус фугасной головной части 4 может быть получен методом вытяжки из листового металла. К нему приваривается втулка 3, в которую ввинчивается переходная втулка 2. Она необходима для снаряжения ГЧ, т.к. диаметр резьбового очка под взрыватель 1 слишком мал. На дно 7, которое может являться одновременно и передней крышкой двигателя, наносится слой термозащитного покрытия 8, защищающего ВВ от нагрева продуктами сгорания топлива.

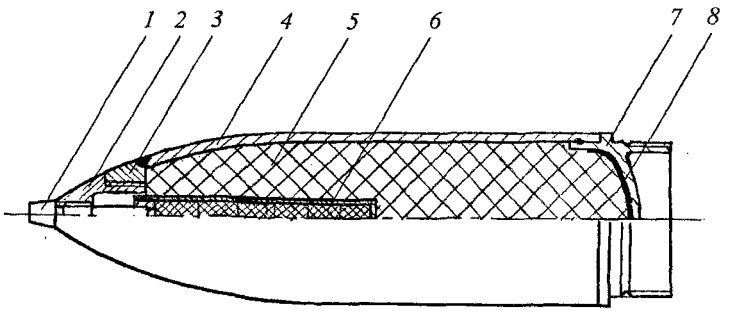
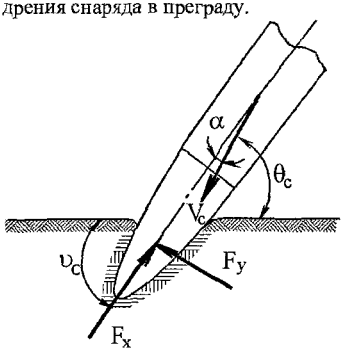


Рис. 3.3 Конструктивная схема фугасной ГЧ:
1 – взрыватель; 2 – переходная втулка; 3 – втулка корпуса; 4 – корпус; 5 – заряд ВВ; 6 – детонатор; 7 – дно; 8 – термоизоляционная прокладка

3.2.2. Проникание в преграду

Процесс проникания снаряда в преграду характеризуется действующей на снаряд силой и глубиной проникания. На рис.3.4 приведена схема начального момента процесса внедрения снаряда в преграду.



Углы падения θ_c обычно превышают 45°, а углы атаки α достаточно малы, поэтому осевая составляющая усилия проникания существенно превышает радиальную ($F_x >> F_y$).

При малых углах падения вместо процесса внедрения может развиться процесс отражения снаряда от преграды, называемый рикошетом.

Характер изменения осевой составляющей усилия проникания представлен на рис.3.5.

Рис. 3.4. Схема внедрения снаряда в преграду

Из рис. 3.5 видно, что усилие проникания достигает своего максимального значения при полном внедрении носовой части в преграду. Его величина зависит от калибра снаряда D, формы носа, скорости падения, свойств преграды и может быть оценена по следующей зависимости:

$$F_x^{max} = C_и \Pi D^2 V_c^2, \qquad (3.1)$$

где $C_н$ – коэффициент, характеризующий форму носовой части; П - параметр, зависящий от свойств преграды.

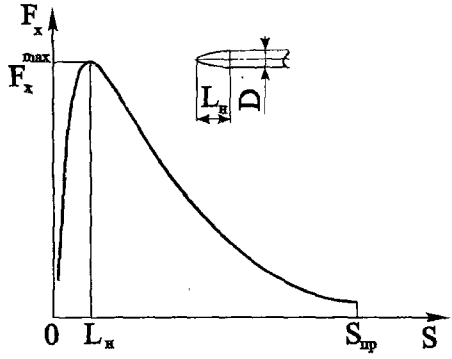


Рис. 3.5. Характер изменения усилия проникания F_x по мере внедрения в преграду

Теоретические и экспериментальные исследования [10] показали, что форма образующей носовой части практически не влияет на величину усилия проникания. Параметр $C_н$ зависит в основном от удлинения носовой части $\lambda_н = L_н/D$. При его расчете носовую часть рассматривают как коническую и вычисляют $C_н$ по формуле:

$$C_н = \frac{\pi}{8} tg^2 \beta,$$

где β – угол полураствора носового конуса.

Взаимодействие снаряда с преградой происходит за сотые и даже тысячные доли секунды, поэтому основным сопротивлением преграды является инерционное сопротивление. Затраты кинетической энергии снаряда на преодоление сопротивления сил сцепления частиц преграды и их вязкого сопротивления составляют всего несколько процентов от энергии снаряда. Поэтому основными параметрами преграды являются ее начальная плотность ρ_0 и сжимаемость $b = \rho_0/\rho$, где ρ - плотность материала преграды за фронтом ударной волны, создаваемой снарядом.

Для вычисления параметра преграды используют выражение

$$П = \frac{\rho_0}{b}\left(\ln\frac{1}{1-b} + b\right).$$

При отсутствии данных о сжимаемости преграды можно использовать приближенную формулу:

$$П \approx \frac{0.046}{k_п}.$$

где $k_П$ - коэффициент, характеризующий тип преграды.

Значения коэффициентов сжимаемости b и коэффициентов $k_П$ для некоторых типов преград даны в табл. 3.1.

Величина пути снаряда в преграде $S_{пр}$ может быть найдена путем интегрирования уравнения движения снаряда. Для грубой оценки пути снаряда в преграде можно воспользоваться эмпирической формулой, полученной путем обработки результатов стрельб, проведенных на острове Березань:

$$S_{пр}=\eta k_{п} m_{c} V_{c}/D^{2} \qquad (3.2)$$

где m_{c} – масса снаряда в точке падения; η – коэффициент, зависящий от удлинения носовой части (η =1 при $\lambda_{н} \le 1{,}5$; η =1,3 при $\lambda \approx 2{,}5$).

Таблица 3.1

Значения коэффициентов b и $k_{п}$ для некоторых типов преград

Тип преграды	ρ_{0} кг/м^3	b	$k_{п}\cdot 10^{4}$ м^3/кг
Песчаная насыпь	1750	0,74	0,09
Плотная земля	1900	0,88	0,07
Песок слежавшийся	2020	0,98	0,045
Кирпичная кладка	—	—	0,022
Известняк или песчаник	2730	0,9988	0,02
Бетон слабый	—	—	0,012
Железобетон	—	—	0,007

3.2.3. Прочность корпуса фугасной головной части

Основное назначение корпуса фугасной головной части – обеспечение неразрушения заряда ВВ в процессе проникания в преграду. Как показывает опыт, мощность взрыва заряда, потерявшего целостность, существенно падает да и глубина проникания оказывается меньше расчетной. Все это приводит к потере эффективности ГЧ.

Соотношение масс ВВ и ГЧ характеризуется коэффициентом наполнения $\alpha_{гч}$, определяемым выражением

$$\alpha_{гч}=m_{ВВ}/m_{гч} \qquad (3.3)$$

Вполне очевидно, что увеличение $\alpha_{гч}$ при неизменной массе ГЧ приводит к уменьшению толщины стенки корпуса и его надежности. У фугасных ГЧ $\alpha_{гч}$= 0,4...0,6.

Рассмотрим простейший прочностной расчет корпуса фугасной ГЧ. Будем полагать, что радиальная составляющая усилия проникания отсутствует, что соответствует нормальному подходу ГЧ к преграде (рис.3.6).

Как было сказано выше, максимальное значение усилия проникания достигается при полном внедрении носовой части в преграду. В этом случае осевая перегрузка $n_{x}=F_{x}/m_{c}g$ также становится максимальной.

Модуль упругости стального корпуса существенно больше модуля упругости ВВ, поэтому, без большой погрешности, ВВ можно считать жидким. Тогда его давление на внутреннюю поверхность корпуса определится выражением:

$$p = \rho_{ВВ} g h n_{x}$$

где $\rho_{ВВ}$ – плотность ВВ; h – высота столба ВВ над расчетным сечением; n_{x} – осевая перегрузка.

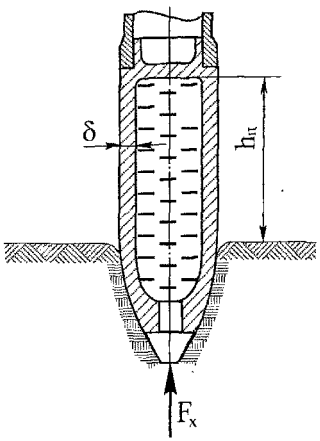


Рис. 3.6. Расчетный случай для корпуса фугасной ГЧ

Материал преграды препятствует разрушению носовой части корпуса ГЧ, поэтому в качестве расчетного целесообразно взять поперечное сечение в месте перехода носовой части в цилиндрическую.

Осевая сила в этом сечении является сжимающей и определяется выражением:

$$N_x = -m_н g n_x$$

где $m_н$ – масса грузов, "наседающих" на расчетное сечение, т.е. масса РЧ без топлива и масса цилиндрической части корпуса ГЧ без ВВ.

Осевое напряжение σ_x в расчетном сечении определяется выражением:

$$\sigma_x = N_x / \pi D \delta,$$

а окружное напряжение в том же участке – формулой

$$\sigma_\theta = pD / 2\delta.$$

Условие прочности корпуса ГЧ имеет вид

$$\sigma_{экв} f \le \sigma_в \qquad (3.4)$$

где $\sigma_{экв}$ - эквивалентное напряжение, вычисляемое по формуле (2.25), f - коэффициент безопасности ($f \approx 1.2...1.3$), $\sigma_в$ - предел прочности материала корпуса.

Из выражения (3.4) легко получить формулу для расчета потребной толщины стенки корпуса фугасной ГЧ.

$$\delta \ge f \frac{n_x g}{\sigma_в} \sqrt{\frac{\rho_{ВВ}^2 h_ц^2 D^2}{4} - \frac{\rho_{ВВ} h_ц m_н}{2\pi} + \frac{m_н^2}{\pi^2 D^2}}.$$

3.2.3. Эффективность действия фугасных ГЧ

При взрыве фугасной ГЧ внутри преграды материал преграды разрушается и частично выбрасывается с образованием воронки (рис.3.7). Практикой показано, что максимальный эффект взрыва (отношение массы выброшенного материала преграды к массе ВВ) наблюдается, если центр масс ВВ углубляется в преграду на величину

$$h_{опт} \approx 0,9 \sqrt[3]{m_{ВВ}}$$

В этой эмпирической формуле оптимальная величина заглубления – $h_{опт}$, м; масса ВВ – $m_{ВВ}$, кг. При чрезмерном углублении снаряда в преграду ($h \ge k_p \sqrt[3]{m_{ВВ}}$) энергии ВВ может оказаться недостаточно для выброса материала преграды. Воронка не образуется. Это явление называется камуфлетом. Величина коэффициента k_p зависит от материала преграды (табл. 3.2).

Оценивая эффективность взрыва в преграде, выделяют три зоны: сжатия, разрушения и сотрясения. Зона сжатия характеризуется дроблением материала преграды до пылевидного состояния и выбросом его. В зоне разрушения в материале преграды появляются трещины и остаточные деформации. Зона сотрясения характеризуется высоким уровнем энергии упругих сейсмических волн, способных вызвать разрушение целей, находящихся внутри преграды, например, фундаментов зданий. Границы указанных зон принимают сферическими. Их радиусы можно оценить по следующим эмпирическим зависимостям:

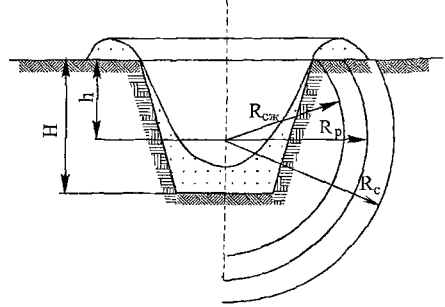


Рис. 3.7. Зоны действия взрыва в преграде

$$R_{сж} = 0{,}36 k_р \sqrt[3]{m_{ВВ}}\,, \quad R_р = k_р \sqrt[3]{m_{ВВ}}\,, \quad R_с = 1{,}83 k_р \sqrt[3]{m_{ВВ}}\,.$$

Глубину воронки H можно оценить по следующей приближенной формуле:

$$H \approx \sqrt[3]{\frac{m_{ВВ}}{k_н}}\,,$$

где $k_н$ – коэффициент, учитывающий материал преграды и глубину подрыва h.

Таблица 3.2

Значения коэффициента $k_р$

Тип преграды	$k_р$, м ·кг $^{-1/3}$
Обыкновенный грунт	1,07
Песок	1,02
Глина с песком	0,96
Известняк и песчаник	0,92
Каменная кладка	0,84
Бетон	0,77
Железобетон	0,6...0,7

Таблица 3.3

Значения коэффициента $k_н$

Тип преграды	$k_н$, кг/м^3
Обыкновенный грунт	0,7
Щебни и несвязные насыпи	1,0
Каменная кладка, бетон, скала:	
h<0.9 м	5,0
0,9 < h < 1,5 м	4,0
1,5 < h < 2,0 м	3,5
h > 2,0 м	3,0
Железобетон	8,0

Требуемая величина заглубления обеспечивается за счет выбора времени замедления взрывателя.

При взрыве фугасной ГЧ над поверхностью преграды основным носителем энергии взрыва становится воздушная ударная волна. На рис.3.8 показан характер изменения давления воздуха в некоторой точке при прохождении через нее ударной волны.

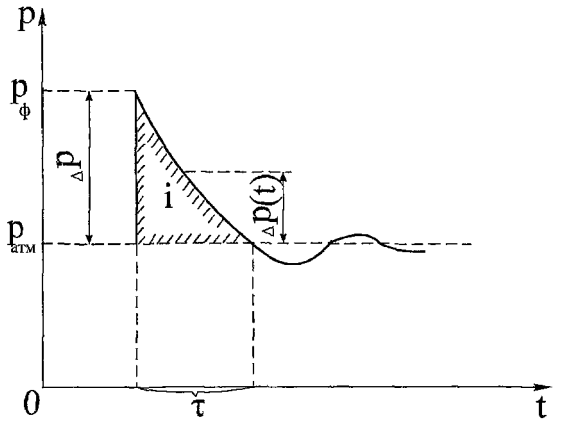


Рис. 3.8. Изменение давления воздуха при прохождении ударной волны

Эффективность действия ударной волны характеризуется избыточным давлением во фронте волны

$$\Delta p = p_ф - p_{атм}$$

и удельным импульсом ударной волны

$$i = \int_0^\tau \Delta p(t)dt,$$

где $p_ф$ – давление воздуха во фронте ударной волны; $p_{атм}$ – атмосферное давление; τ - время действия ударной волны; $\Delta p(t)$ – текущее значение избыточного давления.

Если преграда массивная, период ее собственных колебаний T велик и превышает время действия ударной волны τ, то воздействие волны на преграду носит динамический характер и ожидаемый эффект следует оценивать по величине удельного импульса i. Если $\tau > T$, то характер воздействия носит статический характер и ожидаемый эффект следует оценивать по величине избыточного давления.

Время действия ударной волны зависит от удаления от точки взрыва R и массы ВВ. Его можно оценить по эмпирической формуле Садовского

$$\tau = 10^{-3} \cdot \sqrt[6]{m_{ВВ}}\sqrt{R},$$

из которой следует, что при использовании ГЧ объемного взрыва или ядерных боеприпасов с большим тротиловым эквивалентом время действия ударной волны возрастает и ее эффективность следует оценивать по избыточному давлению.

Ориентировочные значения i и Δp для различных целей даны в табл. 3.4 и 3.5.

Таблица 3.4

Значения удельного импульса ударной волны для поражения некоторых целей

Цель	i, Па·с
Наземные пусковые установки, радиолокационные станции, бронетранспортеры	600...800
Артиллерийские орудия, железнодорожные составы	1000...1500
Танки	7000...9000
Кирпичная стена в 2,5 кирпича (0,6м)	2400
Железобетонная стена толщиной 0,25м	4000

Таблица 3.5

Значения поражающих значений избыточного давления

Цель	$\Delta p \cdot 10^{-5}$, Па
Наземные пусковые установки, радиолокационные станции	0,2...0,4
Подземные стартовые позиции ракет	7...10
Многоэтажные здания с несущими стенами	0,5...0,7
Живая сила	1,8...2,0

3.3. Осколочные и осколочно - фугасные головные части

Основным поражающим фактором осколочной ГЧ являются осколки. Если при воздушном взрыве ВВ его энергия равномерно распределяется по сферическому фронту ударной волны, то осколки являются дискретными носителями энергии взрыва. Такая концентрация энергии приводит к тому, что при одинаковой массе радиус действия осколочной ГЧ оказывается больше, чем у фугасной.

Чисто осколочные ГЧ не нашли применения в снарядах РСЗО. С целью обеспечения универсальности эти снаряды обычно снабжаются осколочно-фугасными ГЧ. При установке взрывателя на мгновенное срабатывание такие ГЧ обеспечивают максимум осколочного действия, а при установке на замедление - фугасного. На рис. 3.9 приведена конструктивная схема осколочно-фугасной (ОФ) головной части.

Корпус ГЧ 3 обеспечивает ее прочность в процессе проникания в преграду. Внутри корпуса находится втулка 4, на наружной поверхности которой выполнены нарезы, обеспечивающие получение осколков требуемой массы. На задней части корпуса выполнена резьба для соединения с ракетной частью.

В кассетных ГЧ используются и чисто осколочные боевые элементы (БЭ). На рис.3.10 приведена конструктивная схема БЭ с готовыми осколками. БЭ снабжен взрывателем 1 мгновенного действия, который ввинчивается в переднее кольцо 2. Это кольцо совместно с задним кольцом 7 и оболочкой 3 образуют корпус БЭ. Внутри корпуса помещается заряд взрывчатого вещества 5 и готовые осколки 4. Оболочка соединяется с задним кольцом методом завальцовки. Раскрытие парашютирующих стабилизаторов после выброса БЭ из кассеты происходит под действием пружины, которая заставляет перемещаться втулку 8. Втулка торцом давит на скосы шарнирной части стабилизаторов и вызывает их раскрытие. После соприкосновения внешней поверхности втулки со скосами возможность складывания стабилизаторов исключается. Сложить стабилизаторы можно, только надавив на втулку в направлении носа БЭ.

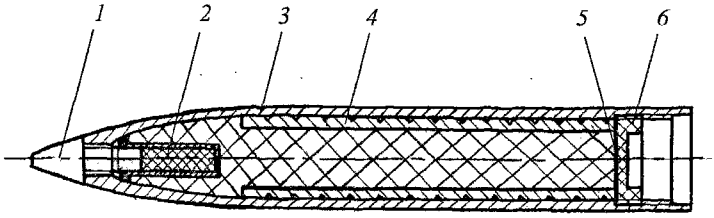


Рис. 3.9 Конструктивная схема осколочно-фугасной ГЧ:
1 – взрыватель; 2 – детонатор; 3 – корпус; 4 – рифленая втулка; 5 – прокладка; 6 – заглушка

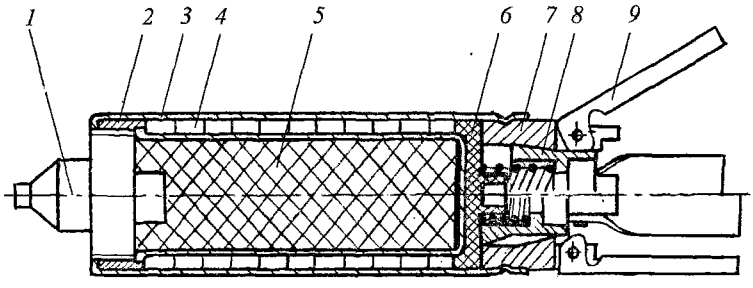


Рис. 3.10. Конструктивная схема осколочного БЭ (на нижней части рисунка стабилизаторы в сложенном положении):
1 – взрыватель; 2 – кольцо переднее; 3 – оболочка; 4 – осколок; 5 – заряд ВВ; 6 – дно; 7 – кольцо заднее; 8 – втулка; 9 – стабилизатор

3.3.1. Убойность осколка

Для поражения цели осколок должен обладать необходимой кинетической энергией. Однако если одинаковой энергией будут обладать стальной шарик и пуховая подушка, то результаты их взаимодействия с целью будут явно различными. Поэтому осколок характеризуют не энергией, а удельной энергией, т.е. отношением кинетической энергии к площади миделя осколка $S_м$. Если осколок имеет неправильную форму, то в расчетах используют математическое ожидание площади миделя. Таким образом, удельная энергия осколка $E_{уд}$ определяется выражением

$$E_{уд} = \frac{qV^2}{2S_м}, \tag{3.5}$$

где q – масса осколка, а V – скорость встречи осколка с целью.

Каждая цель характеризуется необходимым, или убойным, значением удельной энергии осколка $E_{уд.уб}$, которой он должен обладать для ее поражения.

Значения $E_{уд.уб}$ для некоторых целей даны в табл.3.6. Следует отметить, что площадь миделя осколка соизмерима с 1см^2, поэтому традиционно $E_{уд.уб}$ измеряется в Дж/см^2 (в технической системе единиц в кгс·м/см^2).

Таблица 3.6
Значения удельной убойной энергии осколка

Цель	$E_{уд.уб}$, Дж/см^2
Живая сила	100
Живая сила в бронежилетах	6000
Самолет (небронированный)	1350
Броневая плита	
δ = 7 мм	2200
δ = 16 мм	10400
Кирпичная стена в один кирпич	15600

Таким образом, условие поражения цели осколком имеет вид

$$E_{уд} \geq E_{уд.уб} \tag{3.6}$$

Если в выражение (3.5) вместо $E_{уд}$ подставить $E_{уд.уб}$, то можно получить формулу для вычисления убойной скорости осколка $V_{уб}$:

$$V_{уб} = \sqrt{\frac{2E_{уд.уб}S_м}{q}}. \tag{3.7}$$

Математическое ожидание площади миделя осколка зависит от его формы, массы и материала. Учитывая эту связь, для убойной скорости осколка можно получить выражение

$$V_{уб} = C_V \frac{\sqrt{E_{уд.уб.}}}{\sqrt[6]{q}},$$

где C_V – коэффициент, учитывающий форму и материал осколка.

Значения этого коэффициента для стальных осколков приведены в табл. 3.7.

Таблица 3.7.
Значения коэффициентов K и C_V для стальных осколков

Форма осколка	C_V	K
Шар	7,8	522
Цилиндр	8,1	374
Куб	8,7	361
Ромб	9,6	283
Произвольная	9,6	270

Важным параметром осколочной ГЧ является убойный интервал ее осколков. Под убойным интервалом $R_{уб}$ понимают максимальное расстояние от точки подрыва, на котором осколок сохраняет возможность поразить цель, т.е. выполняется условие $V \geq V_{уб}$.

Для вычисления убойного интервала $R_{уб}$ используется выражение:

$$R_{уб.} = \frac{K}{H(y)}\sqrt[3]{q}\ln\frac{V_0}{V_{уб}}, \tag{3.8}$$

где V_0 - начальная скорость разлета осколков.

Коэффициент K в формуле (3.8) учитывает форму и материал осколка. Его значения для стальных осколков даны в табл. 3.7. Функция H(y), как принято в баллистике, учитывает изменение плотности воздуха с высотой и является отношением плотности воздуха на средней высоте полета осколка к плотности воздуха у поверхности земли. Для снарядов, действующих по наземным целям, H(y) = 1. Масса осколка берется в кг.

3.3.2. Площадь осколочного поражения

Снаряд РСЗО традиционной схемы предназначен для поражения целей, расположенных на некоторой площади, называемой площадью поражения. Доля пораженных целей зависит от плотности осколочного поля a, т.е. от числа убойных осколков, приходящихся на $1м^2$ площади поражения. Вполне понятно, что плотность поля поражения убывает по мере удаления от точки взрыва, а следовательно, уменьшается и вероятность поражения целей.

Рассмотрим формирование площади осколочного поражения для различных условий падения снаряда (рис. 3.11).

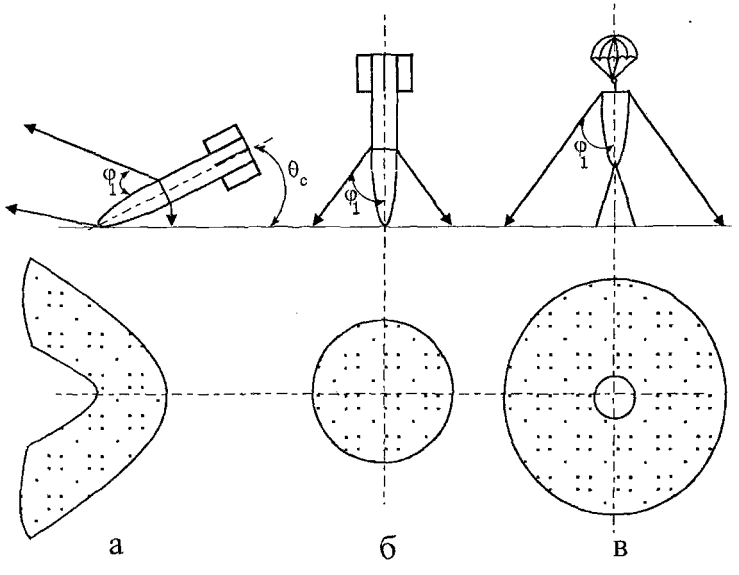


Рис. 3.11. Площади осколочного поражения:
а – при наклонном падении; *б* – при вертикальном падении; *в* – при спуске на парашюте

Для простоты рассуждений будем считать, что углы φ_1, т.е. углы между осью снаряда и задней образующей конуса разлета осколков, одинаковы в случаях *а, б* и *в* (рис. 3.11).

Вполне очевидно, что с уменьшением угла падения θ_c площадь поражения уменьшается (рис. 3.11,*а*), т.к. осколки, образовавшиеся из нижней поверхности корпуса ГЧ идут в землю, а из верхней - в небо. Причем число неиспользованных осколков растет с уменьшением угла падения.

При вертикальном падении (рис. 3.11,*б*) потери убойных осколков нет, поэтому размеры площади поражения растут. Однако в этом случае осколки, образовавшиеся из носовых участков корпуса, обеспечивают избыточную плотность поражения и можно говорить об их нерациональном расходовании.

Лучших результатов можно добиться, если использовать дистанционный подрыв ГЧ, спускаемой на парашюте (рис. 3.11,*в*). Наличие тормозного парашюта позволяет также увеличить угол φ_1, что способствует расширению границ площади поражения.

Вариант "*а*" реализуется в традиционных схемах РС. В разделе 1.3.1 рассматривалась целесообразность использования тормозных колец (см. рис. 1.11) для уменьшения рассеивания по дальности при стрельбе по близко расположенным целям. Эти кольца увеличивают

угол падения, что одновременно повышает и эффективность осколочного действия головных частей.

Вариант "б" типичен для осколочных боевых элементов кассетных ГЧ (см. рис. 3.10).

Следует отметить, что границы площади поражения определяются не только условием пересечения области разлета осколков с горизонтальной плоскостью, но и условием $R=R_{уб}\sin\varphi$, где R - проекция пути осколка на плоскость цели.

Схемы формирования площади поражения, приведенные на рис. 3.11, справедливы для случая, когда поражаемая поверхность плоская, т.е. не учитывается рельеф местности, а высота цели считается пренебрежимо малой по сравнению с ее размерами в плане.

Более строгий учет параметров цели является предметом специализированных программ расчета эффективности осколочного действия и выходит за рамки данной работы.

При анализе эффективности ГЧ используют весьма важную характеристику, именуемую приведенной площадью поражения. Рассмотрим ее сущность на примере осколочной ГЧ.

Под приведенной площадью поражения $S_{пр}$ понимают величину, определяемую выражением

$$S_{пр}=\int_S P dS \qquad (3.9)$$

где P – вероятность поражения цели на элементарной площади dS; S - площадь поражения.

Вероятность поражения цели площадью $S_ц$ можно определить по закону Пуассона:

$$P=1-e^{-S_ц a\varepsilon} \qquad (3.10)$$

где a – плотность поля поражения, т.е. число осколков, приходящееся на 1 м^2 площади поражения; ε – вероятность поражения цели при попадании в нее убойного осколка.

Плотность поля поражения уменьшается с увеличением расстояния R от точки подрыва, следовательно, уменьшается и вероятность поражения цели. Характер ее изменения приведен на рис. 3.12.

Приведенную площадь поражения можно рассматривать как площадь, на которой вероятность поражения целей равна единице. Если эту площадь считать круговой, то ее радиус определится выражением

$$R_{пр}=\sqrt{S_{пр}/\pi}\,.$$

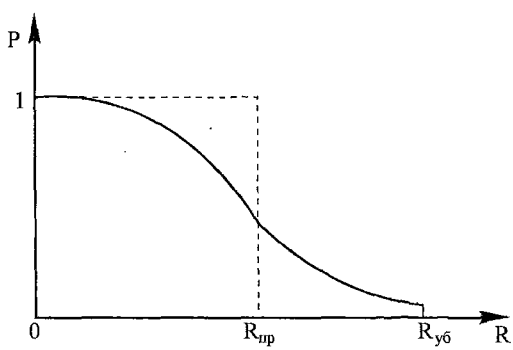


Рис. 3.12. Зависимость вероятности поражения цели от расстояния до точки подрыва

Наряду с приведенной площадью поражения одного снаряда вводят в рассмотрение приведенную площадь поражения залпа из n снарядов:

$$S_{пр.з} = k_n n S_{пр},$$

где k_n – коэффициент, учитывающий взаимное перекрытие площадей поражения отдельных снарядов ($k_n \le 1$).

Ориентировочные значения уязвимой площади поражения некоторых целей приведены в табл. 3.8.

Таблица 3.8

Уязвимая площадь поражения некоторых целей

Цель	Уязвимая площадь поражения, м^2
Живая сила:	
стоя	0,5
лежа	0,25
Тактическая ракета	3,0
Гаубица	1,3
Миномет	0,2
Радиолокационная станция	2,5

3.3.3. Начальная скорость разлета осколков

Осколок должен придти в точку встречи с целью со скоростью, ие меньшей убойной. Следовательно, ему необходимо сообщить соответствующую начальную скорость V_0, которая является векторной суммой скорости падения снаряда V_c, окружной скорости $V_{окр}$, и скорости U, приобретаемой осколками от продуктов детонации (рис.3.13). Потребное значение начальной скорости разлета осколков можно определить из выражения (3.8):

$$V_0 = V_{уб} \exp \frac{R_{уб} H(y)}{K \sqrt[3]{q}}. \qquad (3.11)$$

Окружная скорость определяется зависимостью

$$V_{окр} = 0.5 \omega_x D.$$

Эту скорость целесообразно учитывать только при рассмотрении головных частей ТРС.

Для вычисления скорости U справедлива формула

$$U = \sqrt{V_0^2 - V_C^2 - V_{окр}^2}$$

Рассмотрим механизм передачи энергии от продуктов детонации ВВ к осколкам. После детонации ВВ ее продукты занимают объем, примерно равный объему ВВ. Их давление составляет 20...30 ГПа, а температура

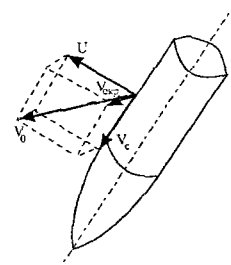


Рис. 3.13. Формирование начальной скорости разлета осколков

(12...15)·10^{3}К. Начинается процесс интенсивного расширения, сопровождаемый растяжением осколочной рубашки. Разгон осколков осуществляется в основном до момента разрыва осколочной рубашки, поэтому в конструкцию осколочной рубашки явно или неявно входит оболочка, выполненная из пластичного материала, обладающего большим относительным удлинением.

В зависимости от конструкции осколочной рубашки ГЧ делятся на ГЧ с непроизвольным дроблением корпуса, ГЧ с полуготовыми осколками и ГЧ с готовыми осколками (рис. 3.14).

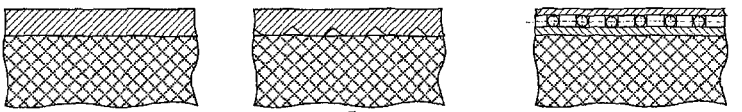


Рис. 3.14. Варианты осколочных рубашек:
а – с непроизвольным дроблением; *б* – с полуготовыми осколками;
в – с готовыми осколками

Осколочные ГЧ с непроизвольным дроблением корпуса обеспечивают наилучшее использование энергии продуктов детонации, просты в изготовлении. Основной их недостаток – большой разброс массы осколков, что существенно уменьшает приведенную площадь поражения.

На внутренней поверхности осколочной рубашки с полуготовыми осколками выполняются линии ослабления, по которым и происходит ее разрыв. Конструктивно эти линии представляют собой или канавки глубиной не менее одной трети толщины, или их обеспечивают путем направленного изменения структуры материала за счет местного нагрева токами высокой частоты или лазерной обработкой. Для гарантированного дробления гладкой оболочки может быть использован принцип концентрации энергии взрыва по заданным линиям. Для его реализации между ВВ и оболочкой помещают пластмассовый протектор с кумулятивными выемками по линиям дробления (рис. 3.15).

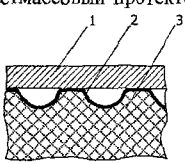


Рис. 3.15. Схема осколочной рубашки с кумулятивным протектором:
1 – корпус; 2 - протектор; 3 - заряд ВВ

Наилучшей формой готового осколка является шар. Однако изготовление таких осколков обходится дорого, поэтому чаще используют цилиндрические осколки высотой, равной полутора диаметрам. Заполнение осколками полости между внутренней и наружной оболочками производят на вибрационных столах, а свободный объем между осколками заполняют смолообразными веществами.

Основным фактором, определяющим начальную скорость разлета, является соотношение между массой корпуса ГЧ и массой ВВ, характеризуемое коэффициентом наполнения α (3.3). Для приближенной оценки скорости U можно использовать зависимость

$$U \approx \frac{D}{2}\sqrt{0{,}9\frac{\alpha}{2-\alpha}}, \qquad (3.12)$$

где D - скорость детонации ВВ.

В специальной литературе приводятся зависимости, позволяющие учитывать влияние на скорость U формы головной части и конструкции ее осколочной рубашки.

3.4. Кумулятивные головные части

Кумулятивные ГЧ предназначены для поражения бронированных целей, основными представителями которых являются танки. Кумулятивные ГЧ сосредоточенного типа не нашли применения, т.к. вероятность попадания РС в танк близка к нулю. Однако получили развитие кассетные ГЧ, снаряженные кумулятивными боевыми элементами. Основой этих БЭ является кумулятивный узел, который и осуществляет непосредственное поражение цели.

Кумуляция есть эффект сосредоточения энергии взрыва в каком-либо одном направлении. Он открыт в 1864г. русским артиллеристом Боресковым, но не был востребован. Танков тогда еще не было, а морские суда с металлическим корпусом только начинали вытеснять деревянные. Первым кораблем с действительно серьезным бронированием (≈230мм) был английский линкор "Дредноут", который закончил свои испытания в 1906г.

Первые кумулятивные артиллерийские снаряды были применены фашистской Германией во время гражданской войны в Испании в 1936г.

3.4.1. Устройство и функционирование кумулятивного узла

Схема кумулятивного узла приведена на рис.3.16. Его основу составляет заряд взрывчатого вещества 2, снабженный передней выемкой. Обычно эта выемка коническая, но может иметь и другую осесимметричную форму. Заднее расположение детонатора и наличие передней выемки обеспечивают направление энергии взрыва вперед.

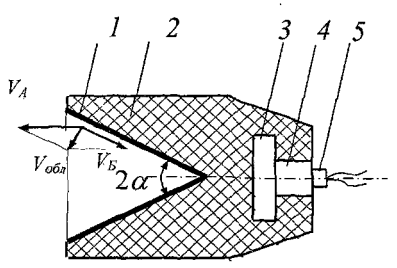


Рис. 3.16. Схема кумулятивного узла: 1–облицовка, 2–заряд ВВ, 3–линза; 4–детонатор; 5–детонатор взрывателя

В кумулятивной выемке расположена облицовка 1. Ее назначение, а также роль линзы 3 будут указаны ниже.

Рассмотрим функционирование кумулятивного узла (рис. 3.17). После срабатывания детонатора 4 фронт детонационной волны распространяется по основному заряду ВВ. На своем пути он встречает линзу, выполненную из инертного материала. По аналогии с оптической линзой линза кумулятивного угла искривляет направление движения фронта детонационной волны. Тем самым меняется характер подхода фронта к поверхности кумулятивной облицовки, что благоприятным образом сказывается на ее деформировании. В процессе обжатия продуктами детонации металлическая

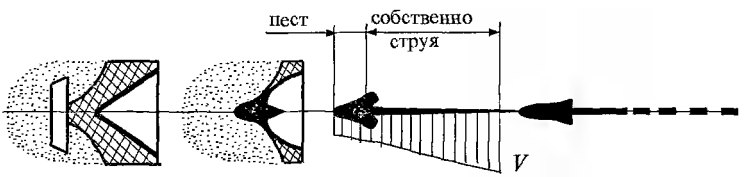


Рис. 3.17. Схема образования кумулятивной струи

облицовка как бы вывертывается наизнанку с образованием струи. Струя содержит два участка: собственно струю и пест. На собственно струю расходуется 30...40 % всей массы облицовки, но именно она приобретает максимальную скорость, составляющую 8...10 км/с. Следует отметить, что скорость струи обладает положительным градиентом, т.е. скорость вершины струи превышает скорость основания. Эта особенность приводит к тому, что струя в процессе движения растягивается, а затем рвется. Наибольшим бронепробитием обладает струя в момент, предшествующий ее разрыву.

Понимание процессов, происходящих при образовании кумулятивной струи и при пробитии брони, пришло не сразу. Гладкие края отверстия в броне натолкнули экспериментаторов на мысль, что происходит прожигание брони и кумулятивные боеприпасы стали называть бронепрожигающими. Однако последующие экспериментальные и теоретические исследования показали, что это далеко не так. Температура кумулятивной струи оказалось 600...800°С, а ее основная причина не подвод энергии от продуктов детонации, а внутреннее трение в материале облицовки при ее интенсивном деформировании. Пробитие брони происходит не за счет прожигания, а за счет передачи кинетической энергии от частиц струи частицами брони, что приводит к выбросу частиц брони из зоны контакта со струей и образованию пробоины.

Большой вклад в понимание кумулятивного эффекта и создание методов его расчета внес академик М.А. Лаврентьев, основатель Новосибирского отделения Российской академии наук. Он исходил из того, что процессы, происходящие при работе кумулятивного узла, чрезвычайно скоротечны и основным сопротивлением материала струи и брони является инерционное. Затраты энергии на преодоление упругого, пластического и вязкого сопротивления материалов струи и брони не превосходят 2...3% от затрат энергии на разгон частиц этих материалов. Средой, обладающей только инерционным сопротивлением, является идеальная жидкость. Исходя из этих соображений, академик Лаврентьев предложил распространить на кумулятивный эффект методы теоретической гидродинамики.

Рассмотрим с этих позиций возможность разгона кумулятивной струи до скорости, существенно превышающей скорость распространения детонационной волны. Без большой погрешности можно принять, что скорость обжатия облицовки $V_{обл}$ направлена по нормали к ее образующей (см. рис. 3.16). Эту скорость можно рассматривать как векторную сумму двух скоростей: скорости V_A, направленной вдоль оси кумулятивного узла, и скорости $V_Б$, направленной вдоль образующей конической облицовки. Отвлекаясь от движения со скоростью V_A, рассмотрим плоское движение двух пересекающихся струй со скоростью $V_Б$ (рис. 3.18).

В теоретической гидродинамике доказывается, что при столкновении двух струй, движущихся с одинаковой скоростью, рождаются две новые струи, каждая из которых перемещается с той же скоростью.

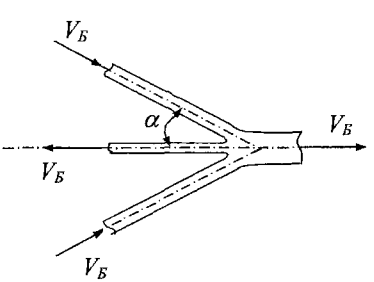


Рис. 3.18.Схема соударения струй

Учитывая, что есть перемещение и со скоростью V_A, запишем выражения для скорости собственно струи $V_{стр}$ и скорости песта $V_п$:

$$V_{стр} = V_A + V_Б;$$
$$V_п = V_A - V_Б$$

или

$$V_{стр} = \frac{V_{обл}}{\sin\alpha}(1+\cos\alpha); \qquad (3.13)$$

$$V_{п} = \frac{V_{обл}}{\sin\alpha}(1-\cos\alpha). \qquad (3.14)$$

Выражения (3.13), (3.14) позволяют оценить влияние угла раствора кумулятивной облицовки на скорость струи. Однако на этот угол существует ограничение снизу, в соответствии с которым при $2\alpha < 22...24^0$ нарушается устойчивость процесса обжатия облицовки, и кумулятивная струя не формируется.

Взаимодействие кумулятивной струи с броней можно также рассматривать как взаимодействие струи жидкости с невозмущенной водной поверхностью (рис.3.19).

Используя метод гидродинамической аналогии, М. А. Лаврентьев получил формулу для вычисления бронепробития

$$в = L\sqrt{\frac{\rho_{стр}}{\rho_{бр}}}, \qquad (3.15)$$

где L –длина струи; $\rho_{стр}$ и $\rho_{бр}$ – плотности материалов струи и брони.

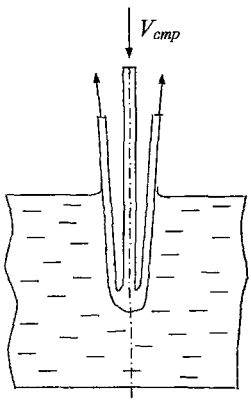


Рис. 3.19. Схема взаимодействия струи с броней

Зависимость (3.15) показывает, что материал облицовки должен иметь высокую плотность. В настоящее время в основном используется медь.

Бронепробитие реального кумулятивного узла зависит от его размеров и формы, скорости детонации ВВ, материала кумулятивной облицовки и расстояния x между основанием облицовки и броней. На рис. 3.20 дан примерный график зависимости относительной бронепробиваемости от относительного расстояния между основанием облицовки и броней. Указанные размеры отнесены к внутреннему диаметру основания кумулятивной облицовки.

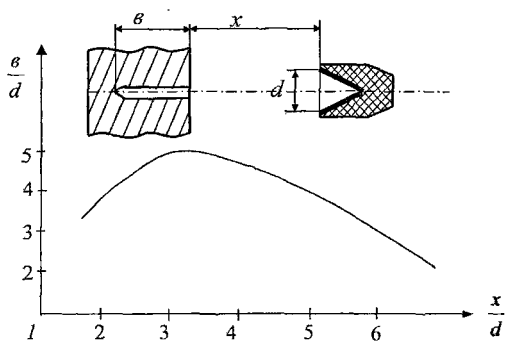


Рис. 3.20.График зависимости относительного бронепробития от относительного расстояния до брони

Из графика, приведенного на рис. 3.20, видно, что существует оптимальное расстояние x, при котором бронепробитие максимально. Данное расстояние называется фокусом кумулятивного узла. Это обстоятельство находит отражение в конструкциях кумулятивных боеприпасов, снабжаемых носовыми обтекателями, длина которых обеспечивает оптимальное значение удаления x.

Минимальная масса кумулятивного узла обеспечивается при угле раствора облицовки $2\alpha=42^{\circ}$. При таком угле раствора, при современных ВВ и медной облицовке величина бронепробития может быть оценена по зависимости:

$$в = (5...6)D_{к.у},$$

где $D_{к.у}$ – калибр кумулятивного узла.

На противотанковых управляемых ракетах нашли применение тандемные кумулятивные узлы. Первый провоцирует срабатывание активной динамической защиты брони, а второй осуществляет пробитие брони и поражение танка. Следует ожидать появление тандемных кумулятивных узлов и на боевых элементах головных частей снарядов РСЗО.

3.4.2. Кумулятивные узлы типа "ударное ядро"

На боевых элементах, обеспечивающих поражение бронированных целей на дистанциях в несколько сотен калибров, применяют кумулятивные узлы типа "ударное ядро". Схема такого узла и последовательность этапов формирования компактного поражающего элемента приведены на рис. 3.21.

Угол раствора конической облицовки 2α достаточно велик и составляет $140...160^{\circ}$,

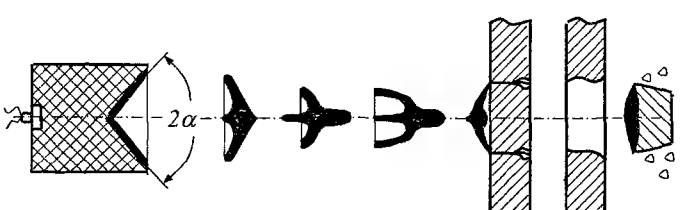


Рис.3.21. Схема функционирования кумулятивного узла типа "ударное ядро"

поэтому классическая кумулятивная струя не возникает, а облицовка трансформируется в компактный поражающий элемент, имеющий скорость 1,8...2,2 км/с. Толщина пробиваемой брони, расположенной перед кумулятивным узлом, соизмерима с его калибром. Если броня удалена от кумулятивного узла, то скорость поражающего элемента падает из-за наличия сопротивления воздуха. Установлено, что на удалении в 300 калибров бронепробитие уменьшается всего в 2 раза, что позволяет успешно применять кумулятивные узлы типа "ударное ядро" для дистанционного поражения верхней брони танка.

3.5. Кассетные головные части

Недостатком головных частей традиционных схем является неравномерное распределение поражающих факторов по площади поражения. В точке падения ГЧ обладает избыточным действием. Цели, расположенные в непосредственной близости от точки падения, будут многократно поражены, что свидетельствует о нерациональном использовании массы и энергии ГЧ.

Существенное увеличение площади поражения может быть достигнуто, если массу головной части разделить между отдельными боевыми элементами (БЭ) и обеспечить их равномерное распределения по плоскости поражения. Эта идея реализована в кассетных ГЧ. На рис. 3.22 приведена схема такой ГЧ.

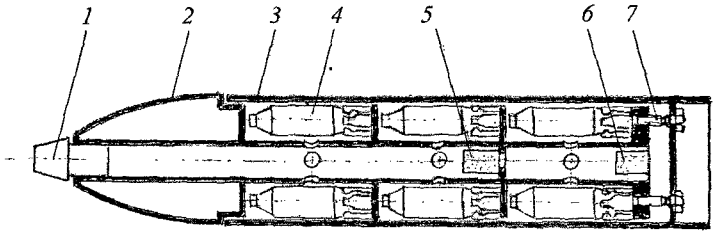


Рис. 3.22. Схема кассетной ГЧ:
1 – дистанционный взрыватель; 2 – кассета, 3 – корпус ГЧ; 4 – боевой элемент;
5 – первый заряд; 6 – второй заряд; 7 – винт с ослабляющей проточкой

При достижении снарядом расчетной высоты над целью (1…1,5 км) срабатывает дистанционный взрыватель 1 и поджигает первый выпибной заряд. Продукты его сгорания создают в корпусе 3 головной части повышенное давление, обеспечивающее взведение взрывателей боевых элементов 4. От первого выпибного заряда воспламеняется второй. Возросшее давление вызывает разрыв винтов 7 по ослабляющей проточке и кассета 2 с боевыми элементами 4 как поршень по цилиндру начинает перемещаться по корпусу 3 головной части.

Задача равномерного распределения боевых элементов по площади поражения решается за счет придания каждому ряду БЭ соответствующего начального импульса, обеспечивающего так называемое разведение БЭ. Для формирования этого импульса используют энергию газов, вытекающих через радиальные отверстия на форсажной трубе. В некоторых конструкциях ГЧ используются пружинные толкатели. Разведению БЭ способствует также то обстоятельство, что они имеют окружную скорость, обусловленную проворачиванием РС относительно продольной оси. Схема осколочного БЭ дана на рис. 3.10.

3.6. Самоприцеливающиеся и самонаводящиеся боевые элементы

Дальнобойные снаряды РСЗО позволяют поражать бронированные цели противника на значительном удалении от линии боевого соприкосновения. Эту задачу можно решить путем применения кассетных ГЧ, снаряженных кумулятивными БЭ или минами.

Однако наибольшей эффективности при борьбе с бронетанковой техникой можно добиться за счет использования высокоточных боеприпасов, обладающих элементами искусст-

венного интеллекта. К таким боеприпасам относятся самоприцеливающиеся и самонаводящиеся БЭ.

Схема устройства и функционирования самоприцеливающегося БЭ приведена на рис. 3.23. Боевые элементы выбрасываются из кассетной ГЧ на высоте около 0.5 км над районом расположения цели. При этом над каждым БЭ раскрывается тормозной парашют 1. Одновременно происходит раскрытие двух косопоставленных лопастей, вызывающих вращение корпуса БЭ относительно оси симметрии парашюта. Для того чтобы это вращение не передавалось на парашют, используется вертлюг 2.

Неконтактный датчик цели (НКЦ) 7 начинает обзор местности, при этом зона обзора описывает на местности суживающуюся спираль. После обнаружения цели НКЦ формирует сигнал на срабатывание предохранительно-исполнительного механизма (ПИМ) 3. Последний вызывает подрыв заряда ВВ 5, продукты детонации которого осуществляют метание облицовки в направлении цели. Если оси НКЦ и кумулятивного узла будут параллельны, то ударное ядро не попадет в цель, так как за время срабатывания кумулятивного узла БЭ успеет повернуться на некоторый угол. Для исключения этого обстоятельства ось кумулятивного узла смещается назад относительно оси НКЦ.

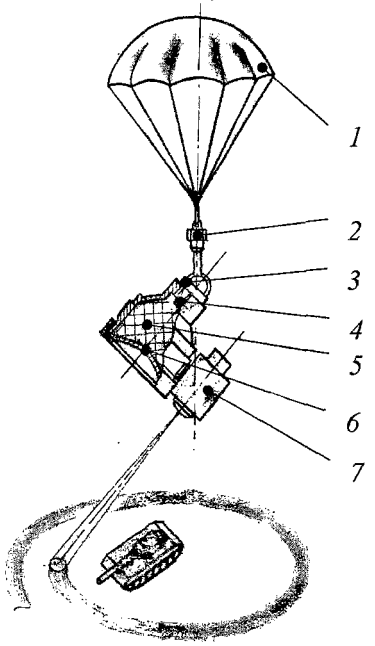


Рис. 3.23. Схема и устройства и функционирования самоприцеливающегося боевого элемента:
1 – парашют; 2 – вертлюг; 3 – ПИМ; 4 – лопасть; 5 – заряд ВВ; 6 – облицовка;
7 – неконтактный датчик цели

С увеличением высоты подрыва падает бронепробитие, поэтому максимальная высота срабатывания БЭ обычно не превышает 60…70 м.

На самоприцеливающихся БЭ применяют полуактивные и пассивные НКЦ. Полуактивные работают в миллиметровом радиолокационном (РЛ) диапазоне. Подсветка целей осуществляется радиолокационной станцией, установленной на самолете или вертолете. Пассивные работают в инфракрасном (ИК) или акустическом диапазоне. Источником излучения является бронетанковая техника с работающим двигателем. Для повышения помехозащищенности применяют комбинированные НКЦ, работающие в ИК и РЛ диапазонах или двухдиапазонные ИК датчики цели.

Самонаводящийся БЭ (рис. 3.24) по своему устройству аналогичен противотанковой управляемой ракете (ПТУР). Он содержит головку самонаведения 1, лидирующий кумулятивный узел 2, бортовой источник электропитания 3, основной кумулятивный узел 4, рулевые машинки 6, источник их питания 5 и планер, состоящий из корпуса, крыльев и рулей.

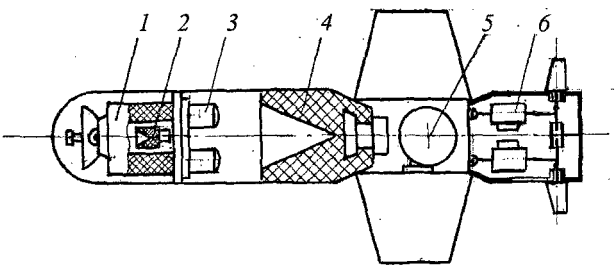


Рис. 3.24. Схема самонаводящегося боевого элемента:
1 – головка самонаведения; 2 – лидирующий кумулятивный узел;
3 – бортовой источник электропитания; 4 – основной кумулятивный узел;
5 – баллон со сжатым воздухом; 6 – рулевая машинка

Самонаводящиеся БЭ находятся в кассете ГЧ. Скорость приземления ГЧ достаточно велика, поэтому ее гасят с помощью парашютной системы.

3.7. Парашюты

Первые парашюты создавались как средство спасения пилотов различных летательных аппаратов. Первый надежный парашют был создан в 1911 году русским изобретателем Г. Е. Котельниковым. Изобретатель впервые в мире отказался от обычного для того времени размещения парашюта на ЛА, а поместил его в ранец, закрепляемый на человеке. Эта схема оказалась настолько эффективной, что в дальнейшем во всех конструкциях парашют стали укладывать в ранцы (или специальные контейнеры), закрепляемые на человеке (грузе).

Простота, надежность и малая масса парашюта сделали его наилучшим устройством для торможения ГЧ снарядов РСЗО. В зависимости от конструкции купола парашюты делятся на тканевые и ленточные. Ленточные парашюты, как более прочные, применяются для торможения грузов, движущихся со сверхзвуковой скоростью. Тканевые парашюты используют как вторую ступень парашютной системы. Они позволяют обеспечить приземление со скоростью 5-10 м/с.

На рис. 3.25 приведены схемы ленточного и тканевого парашютов. Любой парашют состоит из купола 1, строп 2, соединительного звена 3, называемого коушем.

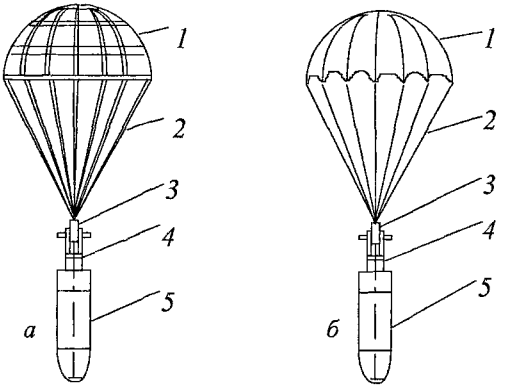


Рис 3.25. Схемы парашютов:
а – ленточный парашют, б – тканевый парашют;
1 – купол; 2 – стропы; 3 – соединительное звено (коуш); 4 – вертлюг;
5 – головная часть

Если ГЧ проворачивается относительно продольной оси, то между ней и коушем устанавливают шарнирное устройство – вертлюг, который не передает вращение от груза к парашюту.

Для упорядочения развертывания и наполнения купола обыкновенно применяется чехол, натягиваемый на уложенный и вытянутый купол. К чехлу присоединяют вытяжной парашют, стаскивающий чехол с купола. Вытяжной парашют имеет небольшой купол, который первым выбрасывается из контейнера и, наполнившись, обеспечивает вытягивание и развертывание всей системы. Для быстроты и надежности раскрытия вытяжного парашюта в его купол вшивается пружинное устройство.

Опыты показали, что сам парашют, как правило, раскрывается и без помощи вытяжного парашюта, однако его наличие ускоряет процесс раскрытия.

Устройство, размеры и прочность парашюта зависят от его назначения и массы груза. Объективным критерием, определяющим конструктивную схему купола, является параметр $m_г / S_п$ - удельная нагрузка, т.е. отношение массы груза (точнее, массы груза и парашютной системы) к площади развернутого купола.

При величине параметра $m_г / S_п < 20$ кг/м^2 давление под куполом небольшое и материал купола может быть тонким и легким. При $m_г / S_п > 40$ кг/м^2 необходимо специальное упрочнение купола, хорошо реализуемое конструкцией ленточного купола.

В развернутом виде куполы чаще всего представляют собой плоский круг, т.е. технологически наиболее удобную форму.

В наполненном состоянии купол близок к полусфере. Избыток материала у кромки купола образует складки и "розы" – выпучины купола между точками крепления строп.

Стропы представляют собой ленты, шнуры или ряд нитей, помещаемых в защитную оплетку. К ткани купола или к его лентам стропы прикрепляются прошивкой зигзагообразной строчкой. Длина стропы обычно составляет 1.0 ... 1.4 диаметра развернутого купола. Для того чтобы перекрытие входного отверстия купола стропами было неощутимо, расстояние между ними по кромке купола должно более чем в 100 раз превышать толщину одной стропы. Обычно это расстояние принимают равным 600 - 800 мм.

Лобовое сопротивление парашюта X_n определяется выражением

$$X_n = C_n \frac{\rho V^2}{2} S_n ,$$

где C_n – коэффициент лобового сопротивления; ρ – плотность воздуха на рассматриваемой высоте; V – скорость движения груза.

Коэффициент лобового сопротивления парашюта зависит от формы и конструкции купола, от воздухопроницаемости его материала, от скорости движения и других факторов. Для ленточных парашютов он определяется выражением

$$C_n = \eta \mu k_{зап}$$

где η – коэффициент, учитывающий скорость движения; μ – коэффициент, зависящий от материала лент (для хлопчатобумажных μ = 0.56, а для капроновых μ = 0.61); $k_{зап}$ –коэффициент заполнения, равный отношению суммарной поверхности лент к общей поверхности купола ($k_{зап}$=0.80…0.90).

Таким образом, при больших скоростях движения (M=1.0...1.5) коэффициент сопротивления парашюта

$$C_n = 0.31 \ldots 0.45.$$

Площадь поверхности купола парашюта может быть найдена из условия равенства веса системы «груз + парашют» её лобовому сопротивлению, или без большой погрешности из условия равенства веса груза лобовому сопротивлению парашюта. Это равенство возникает при установившемся движении. Исходя из сказанного, можно записать

$$S_n = \frac{2 m_z g}{C_n \rho_0 V_{пр}^2}$$

где ρ_0 – плотность воздуха у поверхности земли; $V_{пр}$ - скорость приземления.

Массу парашюта можно оценить по величине его площади :

$$m_n = \chi S_n$$

Коэффициент χ определяется по статистическим данным. Для тормозных парашютов χ = 0,6...0,7 кг/м^2.

Объём, занимаемый парашютом в упакованном состоянии, можно определить, используя выражение

$$W = \frac{\chi S_n}{\gamma}$$

Плотность уложенного парашюта γ при ручной трамбовке составляет 360… 420 кг/м^3. При механической трамбовке она возрастает в 1,5…2 раза.

Для обеспечения прочности необходимо знать максимальную нагрузку на парашют R_{max}. Многочисленные эксперименты показали, что она равна удвоенному значению величины лобового сопротивления парашюта в момент его полного раскрытия, т.е.:

$$R_{max} = C_n \rho V_н^2 S_n ,$$

где $V_н$ - скорость системы в момент полного наполнения купола, называемая скоростью наполнения.

РАЗДЕЛ II. РЕАКТИВНЫЕ СИСТЕМЫ ЗАЛПОВОГО ОГНЯ ТРЕТЬЕГО И ЧЕТВЕРТОГО ПОКОЛЕНИЙ

Глава 4. Российские РСЗО

4.1. История создания.

В 1959 г. в проектирование реактивных снарядов включились тульские оружейники, а точнее говоря - патронщики.

С 1879 г. в Туле работает знаменитый патронный завод, ныне завод "Штамп" имени Б.А. Ванникова. Богатейший опыт этого завода требовал теоретического осмысления, новые, весьма сложные задачи вызывали необходимость проведения глубоких научных исследований, поэтому в 1945 г. Народным комиссариатом боеприпасов СССР был организован в Туле научно-исследовательский институт №147 (НИИ-147). В 1966 г. НИИ-147 переименовывается в Тульский государственный научно-исследовательский институт точного машиностроения, а в 1992 г. получает название Государственное научно-производственное предприятие "Сплав".

В числе задач, поставленных перед коллективом НИИ-147, была замена дорогих латунных гильз на стальные для целого ряда боеприпасов и, в частности, для 122-мм гаубицы образца 1938 г. Запомним этот калибр. Ведь этот калибр будущего снаряда! Коллектив НИИ с поставленной задачей справился. Группе его ведущих специалистов, в число которых входил и будущий главный конструктор "Града" А.Н. Ганичев, была присуждена Государственная премия.

Итак, в НИИ-147 научились делать стальные тонкостенные гильзы, используя технологию холодной пластической деформации. Эта технология сочетает малоотходность и экономичность, высокую производительность, независимость производства от квалификации исполнителей, возможность широкой автоматизации. Оставалось сделать шаг от гильзы к камере сгорания РДТТ. И этот шаг был сделан.

В 1959 г. коллектив НИИ-147 приступил к разработке РСЗО «Град». Главным конструктором снаряда и РСЗО в целом был А.Н. Ганичев. В разработке системы принимали участие и другие ведущие предприятия страны. Созданием боевой машины (БМ) и транспортно-заряжающей машины (ТЗМ) занималось СКБ-273, главный конструктор А.И. Яскин. Разработку топливного заряда проводило НИИ-6, главный конструктор Б.П. Фомин. Главным конструктором взрывателя был В.И. Пчелинцев. Работа успешно завершилась в 1963 г. Группа ведущих специалистов была удостоена Ленинской премии. В их числе, кроме главных конструкторов, были талантливые сотрудники НИИ-147 Г.А. Денежкин и В.Н. Маркин.

К достоинствам конструкции снаряда «Град» относится не только её высокая технологичность, но и весьма удачное схемное решение.

Дальность полета удалось существенно повысить за счет увеличения удлинения корпуса, т.е. отношения длины к калибру. Турбореактивный снаряд второго поколения М-24 ФУД с удлинением 5,2 имел максимальную дальность стрельбы 11 км, а дальность стрельбы «Града» с удлинением 23,5 составила 20,4 км. Увеличение удлинения явилось не единственной, но главной причиной увеличения дальности стрельбы.

Кучность стрельбы удалось повысить за счет применения аэродинамической схемы стабилизации и проворачивания снаряда относительно продольной оси, которое начинается ещё при движении снаряда по трубчатой направляющей с винтовым пазом.

Большое удлинение корпуса и использование складывающихся стабилизаторов позволили увеличить число направляющих БМ21 до 40. При этом масса залпа составила 2640 кг. У боевой машины второго поколения БМ-24Т 12 направляющих и масса залпа всего 1313 кг.

Высокая эффективность РСЗО «Град» привлекла к ней повышенное внимание руководства армий различных стран. Сейчас она находится на вооружении более чем 50 стран мира.

После 1963 г. на базе РСЗО «Град» были созданы системы «Град-В» для ВДВ, «Град-М» для десантных судов, «Град-П» для партизанской войны.

В 1975 г. на вооружение Советской Армии была принята РСЗО «Град-1» с 36 направляющими и максимальной дальностью стрельбы 15 км.

В 1976 г. на вооружение поступила 220-мм РСЗО "Ураган" с дальностью стрельбы 35 км, а в 1986 г. – 300-мм РСЗО "Смерч" с максимальной дальностью стрельбы 70 км. Снаряд этой системы имеет блок системы управления, что позволяет в 3 раза уменьшить рассеивание.

Основные характеристики некоторых отечественных РСЗО приведены в табл.4.1…4.6.

Таблица 4.1

Тактико-технические характеристики боевых машин РСЗО

РСЗО	"Град"	"Град-1"	"Ураган"	"Смерч"
Год принятия на вооружение	1963	1975	1976	1985
Боевая машина	БМ-21	9П138	9П140	9А52
База	Урал-375Д	ЗИЛ-131	ЗИЛ-135ЛМ	МАЗ-543А
Запас хода, км	700	850	850	650
Максимальная скорость, км/ч	75	80	65	60
Масса в походном положении, т	13,7	8,4	20	43,7
Расчет, чел.	6	3	4	4
Время перевода из походного положения в боевое, мин	3	3	3	5
Время заряжания, мин	14	12	14	20
Время залпа, с	20	18	8	38

Таблица 4.2

Технические характеристики артиллерийских частей БМ

Боевая машина	БМ21 "Град"	9П138 "Град-1"	9П140 "Ураган"	9А52 "Смерч"
Количество направляющих	40	36	16	12
Установка направляющих	4 ряда по 10 шт.	2 ряда по 8 шт. 2 ряда по 10 шт.	1 ряд по 4 шт. 2 ряда по 6 шт.	3 ряда по 4 шт.
Калибр направляющих, мм	$122{,}4^{+1}$	$122{,}4^{+1}$	221^{+2}	$302{,}5^{+2{,}5}$
Длина направляющих, мм	3000	3000	5300	7600
Масса пакета направляющих, кг	900	670	1613	4310
Масса артиллерийской части, кг	2360	2038	6020	11660
Усилие замково-стопорного устройства, даН (≈кгс)	600…800	450…600	1500…2300	1600…2000

Таблица 4.3

Тактико-технические характеристики некоторых РС

РСЗО		"Град"	"Град-1"	"Ураган"		"Смерч"	
Снаряд		9М21ОФ	9М28Ф	9М27Ф	9М27К	9М55К	9М55К1
Масса, кг		66,6	56,5	280,5	271,1	800	800
Калибр, мм		122	122	220	220	300	300
Длина, мм		2870	2272	4832	5172	7600	7600
Дальность стрельбы, м:	минимальная	1600	5000	10000	10000	20000	25000
	максимальная	20400	15000	35000	35000	70000	70000
Относительное рассеивание	$B_д/X$	1/203	1/250	1/174	1/174	1/300	1/300
	$B_б/X$	1/104	1/110	1/140	1/140	1/300	1/300
Скорость схода с направляющей, м/с		42..52	38…42	60…64	62…66	45…55	45…55
Максимальная скорость, м/с		690	560	950	965	1200	1200
Максимальная частота вращения, об/мин		1800	930	1130	1150	920	920
Длина АУТ, м		690	330	750	1280	2900	2900

Таблица 4.4

Тактико-технические характеристики осколочных ГЧ и БЭ

РСЗО	"Град"	"Град-1"	"Ураган"		"Смерч"	
			ГЧ	БЭ	ГЧ без ЭВУ и БСУ	БЭ
Масса ГЧ или БЭ с взрывателем, кг	19,15	21,75	89,5	1,8	235,0	1,8
Масса взрывателя, кг	0,75	0,75	0,80	0,1	—	0,14
Масса взрывчатого вещества, кг	6,35	6,0	—	0,3	—	0,312
Марка взрывчатого вещества	ТГАФ-5 ТГАГ-5	ТГАГ-5 А-IX-2	—	гекфол	—	К-911-12
Калибр, мм	122	122	220	65	300	65
Длина, мм	605	649	1740	263	2050	263
Высота вскрытия кассетной ГЧ, м	—	—	1500	—	5000	—
Скорость падения, м/с	340	300	—	70	—	70
Количество БЭ, шт.	—	—	30	—	72	—
Масса осколка, г Число осколков, шт.	$\frac{2,7}{1600} + \frac{\approx 3,9}{\approx 2000}$	$\frac{5,5}{1300} + \frac{\approx 3,9}{\approx 2000}$	—	$\frac{2,0}{370}$	—	$\frac{0,8}{300} + \frac{4,5}{96}$
Форма осколка Тип осколка	Ромб Полуготов.	Цилиндр Готовый	—	Цилиндр Готовый	—	Цилиндр Готовый
Скорость разлета осколков при статическом подрыве, м/с	1700	1690	—	1100	—	1110; 1330
Приведенная площадь поражения живой силы, $м^2$	609	821	25010	1150	56000	1100
Приведенная площадь поражения небронированной техники, $м^2$	438	1036	18400	930	54000	930

Таблица 4.5

Технические характеристики двигателей снарядов РСЗО

РСЗО		"Град"	"Град-1"	"Ураган"	"Смерч"
Масс конструкции двигателя без блока стабилизаторов, кг		24,5	19,16	65,6	137
Масса топлива, кг		20,45	14,19	103,8	329
Коэффициент весового качества		1,20	1,35	0,632	0,416
Удельная тяга, м/с		2000	1980	2080	2440
Время работы, с	$t^0 = -50^0$ С	2,60	2,4	4,5	7,1
	$t^0 = +50^0$ С	1,37	1,6	2,2	4,7
Средняя тяга, даН (кгс)	$t^0 = -50^0$ С	1570	1140	4750	11550
	$t^0 = +50^0$ С	2980	1720	9720	17400
Максимальное давление в камере сгорания, МПа	$t^0 = -50^0$ С	8,9	8,8	9,8	12,5
	$t^0 = +50^0$ С	17,2	19,1	20,6	18,8
Максимально допустимое давление в КС, МПа		21,0	24,5	21,6	20
Марка топлива		РСИ-12М	РНДСИ-5км	РНДСИ-5км	ПД-13/9
Материал обечайки КС		10ГНА	10ГНА	СП-28	СП-28
Толщина стенки обечайки, мм	головной	$3,1_{-0,4}$	3,2±0,2	2,3±0,2	2,6
	хвостовой	$3,7_{-0,4}$		2,3±0,2	2,6
Толщина ТЗП или ЗКС, мм	головной обечайки	0,1…0,3	0,1…0,4	1 min	2,0
	хвостовой обечайки	0,1…0,3		1 min	2,0

Таблица 4.6

Технические характеристики блоков стабилизаторов

РСЗО	"Град"	"Град-1"	"Ураган"	"Смерч"
Масса блока стабилизаторов, кг	1,45	1,40	12,2	34,0
Число консолей	4	4	4	6
Площадь одной консоли, $м^2$	0,0123	0,0123	0,0485	0,0658
Размах консолей, мм	240	240	480	600
Бортовая хорда, мм	201	201	360	435
Толщина консоли, мм	3,0	3,0	5,0…1,5	6,0…3,2
Материал консолей	АМг5М-3	АМг5М-3	Сталь 10,20,15ЮЯ	Сталь 10,20
Масса консоли, кг	0,10	0,09	1,7	3,3
Толщина стенки обтекателя, мм	2,5	2,3	2,9	6,0
Материал обтекателя	АМг5М	АМг5М	Сталь 20	Сталь 10, 20
Крутящий момент пружины, Н·м	1,71	1,71	10,6	9,8
Угол установки консоли	1^0±20′	1^0±20′	45′±20′	40′±10′
Относительная масса блока стабилизаторов	0,022	0,025	0,044	0,042

4.2. Реактивная система залпового огня "Град"

4.2.1. Боевая машина БМ-21

В состав реактивной системы "Град" входит боевая машина БМ-21, транспортная машина (ТМ) и реактивные снаряды.

Артиллерийская часть боевой машины БМ-21 смонтирована на шасси автомобиля Урал-375Д (рис.4.1). В качестве ТМ используется автомобиль ЗИЛ-157, в кузове которого устанавливаются стеллажи 9Ф37, вмещающие 40 снарядов.

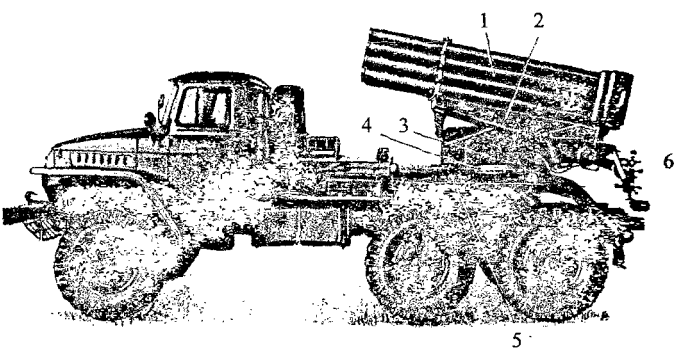


Рис. 4.1. Боевая машина БМ-21 РСЗО «Град»:
1 – пакет направляющих; 2 – люлька; 3 – основание; 4 – погон; 5 – рама;
6 – прицельные приспособления

Боевая машина БМ-21 при стрельбе осколочно-фугасными снарядами М-21 ОФ (рис.4.4) предназначена:

- для уничтожения и подавления живой силы и боевой техники противника в районах сосредоточения;
- для разрушения укреплений, опорных пунктов и узлов сопротивления противника;
- для уничтожения и подавления артиллерийских и минометных батарей.

Пуск 40 снарядов производится за 20 с. Максимальная скорость движения БМ-21 составляет 75 км/ч.

Боевая машина позволяет вести стрельбу из кабины без подготовки огневой позиции, что обеспечивает возможность быстрого открытия огня.

Тактико-технические данные БМ-21

Количество труб	40 шт.
Время полного залпа	20 с
Максимальный угол возвышения	55°
Минимальный угол возвышения	0°
Углы горизонтального обстрела:	
вправо от оси автошасси	70°

влево от оси автошасси	102°
Скорости наведения электроприводом:	
по азимуту	до 7 град /с
по углу возвышения	до 5 град /с
Скорости наведения ручным приводом:	
по азимуту	6′ на оборот маховика
по углу возвышения	4′ на оборот маховика
Усилие на рукоятках приводов ручного наведения	не более 80 Н (8 кгс)
Габаритные размеры в походном положении:	
длина	7350 мм
ширина	2400 мм
высота	3090 мм
Масса без снарядов и расчета	не более 10870 кг
Максимальная глубина брода	1500 мм

Артиллерийская часть БМ (рис.4.1) состоит из пакета направляющих 1, люльки 2, основания 3, рамы 5, погона 4, прицельных приспособлений 6, подъемного, поворотного и уравновешивающих механизмов, механизмов стопорения, пневмооборудования, электропривода, вспомогательного электрооборудования и радиооборудования.

Пакет направляющих состоит из 40 труб (рис.4.2). Каждая труба имеет винтовой паз *а*, образованный полозком *б*. К трубе приварены две диафрагмы *и*, которые являются базами при сборке труб в пакет. Задняя диафрагма имеет пазы, в которые закладываются шпонки, удерживающие трубы в пакете и на люльке от продольных перемещений.

В казенной части трубы имеется накладка *д*, облегчающая при заряжании попадание ведущего штифта снаряда в винтовой паз.

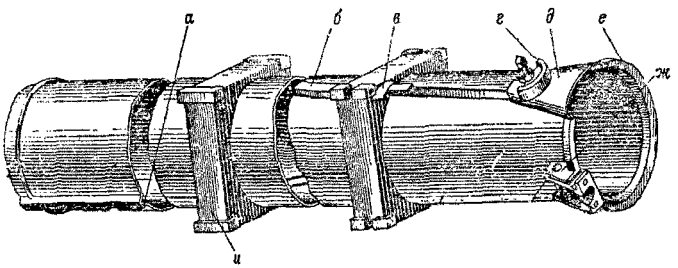


Рис 4.2. Труба в сборе:
а – паз; *б* – полозок; *в* – упор; *г* – обойма; *д* – накладка; *е* – заднее кольцо; *ж* – кронштейн; *и* – диафрагма

На трубе устанавливается замково-стопорное устройство (ЗСУ), приведенное на рис.4.3. Оно предназначено для удержания снаряда от вышадания при транспортировании и при наведении в вертикальной плоскости. ЗСУ обеспечивает также удержание снаряда при пуске до момента, когда тяга достигнет значения усилия открытия замка.

На казенной части трубы находится кронштейн *ж*, к которому крепится блок-контакт, обеспечивающий подачу напряжения на электровоспламенители РДТТ.

ЗСУ (рис.4.3) состоит из двух стопоров 1 и рычага 4, собранных на оси 3. Между пружинами и рычагом установлены шайбы 5, которые ограничивают перемещения рычага вдоль оси. При установке на трубу один конец стопора заводится под упор (рис.4.2), а второй

вставляется в обойму *г*. Рычаг 4 (рис.4.3) при этом заводится своим пазом *б* на шпенек обоймы *г* (рис.4.2).

При заряжании ведущий штифт снаряда попадает в накладку *д* (рис. 4.2), идет по винтовому пазу *а*, отжимает рычаг 4 (рис.4.3) и подходит к рабочим поверхностям *а* стопоров 1. Рычаг работает как пружина и после прохода ведущего штифта вновь занимает первоначальное положение.

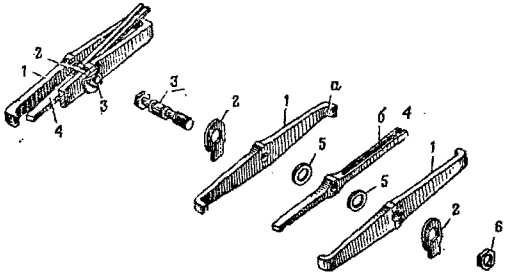


Рис 4.3. Стопор в сборе:
1 – стопор; 2 – стопорная шайба; 3 – ось; 4 – рычаг; 5 – шайба; 6 – гайка;
а – рабочая поверхность; *б* – паз

После запуска двигателя снаряда при определенной силе тяги ведущий штифт разжимает стопоры, и снаряд начинает двигаться по трубе, получая начальное вращение.

При транспортировании снаряды удерживаются в трубах от выпадания вперед стопорами 1, а от выпадания назад – рычагом 4, который в данном случае является обратным стопором.

Люлька 2 (см. рис.4.1) служит для сборки на ней пакета направляющих и соединяется с основанием 3 двумя полуосями, на которых она поворачивается (качается) при наведении по углу возвышения.

Уравновешивающий механизм служит для частичного уравновешивания качающейся части БМ и расположен в люльке. Он состоит из двух одинаковых торсионов – пакетов стальных пластин, работающих на кручение. Один конец торсиона заделан в люльке, а второй системой рычагов соединяется с основанием.

Основание 3 – сварная конструкция, внутри которой смонтированы основные узлы БМ: аппаратура электропривода, механизмы наведения, механизмы стопорения по походному и часть деталей пневмооборудования. Основание со всеми смонтированными на нем деталями и узлами составляет поворотную часть БМ. В нижней части основания находится кольцо, которым оно крепится к погону.

Погон 4 является подшипниковой опорой для поворотной части БМ. На неподвижном кольце погона нарезаны зубья, с которыми находится в зацеплении коренная шестерня поворотного механизма. Подвижное кольцо погона крепится к нижнему кольцу основания, а неподвижное – к раме.

Рама 5 служит опорой поворотной части БМ. Она крепится на лонжеронах автошасси.

Механизмы наведения служат для наведения пакета направляющих в вертикальной и горизонтальной плоскостях.

Подъемный механизм расположен в центре основания, его коренная шестерня входит в зацепление с зубчатым сектором люльки. При наведении электроприводом или вручную коренная шестерня вращает зубчатый сектор и качающейся части БМ придаются углы возвышения.

Поворотный механизм расположен в левой стороне основания. Его коренная шестерня входит в зацепление с зубчатым неподвижным кольцом погона.

При наведении БМ электроприводом или вручную коренная шестерня обкатывается по неподвижному внутреннему кольцу и тем самым приводит в движение поворотную часть БМ.

Пусковая установка снабжается *прицельными приспособлениями* для наведения её на цель. В их состав входят механический прицел, панорама Герца ПГ-1М, коллиматор К-1 с треногой и светящаяся веха. В условиях хорошей видимости наведение осуществляется по хорошо видимой точке отметки (столб, дерево и т.п.), расположенной на расстоянии не менее 800 м от БМ. В условиях плохой видимости (ночью, в туман, метель, дождь и т.п.) наведение осуществляется с помощью коллиматора или светящейся вехи, используемой в качестве точки отметки.

На огневой позиции БМ располагаются так, чтобы угол между основным направлением стрельбы и продольной осью БМ составлял примерно 45^0. При проведении стрельбы расчет может находиться или в кабине БМ или в укрытии, куда переносится выносной пульт управления. Стрельба может производиться как одиночными выстрелами, так и залпом (с интервалом между пусками 0,5 с).

4.2.2. Реактивный снаряд М-21ОФ

Основным боеприпасом РСЗО «Град» является осколочно-фугасный реактивный снаряд М-21ОФ (рис.4.4). Он состоит из головной части 2, ракетной части 3 и взрывателя 1. Технические характеристики снаряда приведены в табл. 4.3.

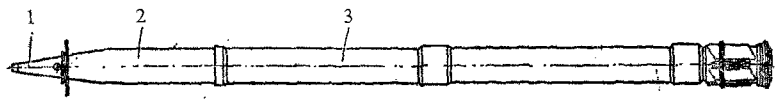


Рис. 4.4. Общий вид снаряда М-21ОФ:
1- взрыватель МРВ-У или МРВ; 2- головная часть; 3- ракетная часть

4.2.2.1. Головная часть РС М-21ОФ

Головная часть (рис.4.5) состоит из корпуса 7 с запрессованными в него двумя втулками 10 из рифленого стального листа и разрывного заряда 9 с детонаторной шашкой 8.

Со стороны головного среза корпус имеет внутреннюю резьбу, в которую ввинчивается взрыватель 1. Он стопорится винтом 6.

Цилиндрическая часть корпуса имеет внутреннюю резьбу для соединения с корпусом ракетной части. В корпус ГЧ ввинчена заглушка 13, предохраняющая заряд 9 от повреждения. Между зарядом и заглушкой поставлены прокладка 11 и пластина 12.

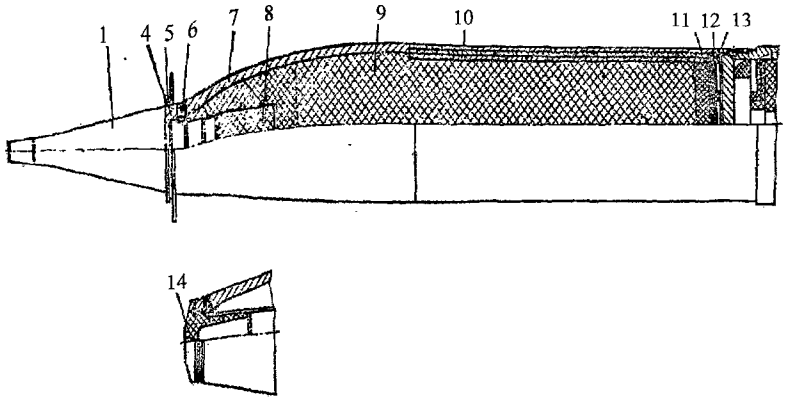


Рис. 4.5. Головная часть:
1 – взрыватель МРВ-У или МРВ; 4 – большое (малое) тормозное кольцо; 5 – пружина; 6 – винт; 7 – корпус; 8 – детонаторная шашка; 9 – разрывной заряд; 10 – втулка; 11 – прокладка; 12 – пластина; 13 – заглушка; 14 – пробка

На оживальной части корпуса имеется цилиндрическая проточка, на которую надевается тормозное кольцо 4 (малое или большое) с пружиной 5. Малое кольцо применяется для улучшения кучности стрельбы на дальности от 12 до 15,9 км, а большое – на дальности менее 12 км.

До установки взрывателя в головное очко ввинчивается пробка 14. Она предохраняет заряд ВВ и резьбу от повреждений и загрязнений. Корпус ГЧ окрашен серой эмалью ХВ-124 или масляной краской серо-дикого цвета.

4.2.2.2. Ракетная часть РС М-21ОФ

Корпус ракетной части (рис.4.6) состоит из головной трубы 19, хвостовой трубы 27 и блока стабилизаторов 31.

Головная труба предназначена для размещения в ней головной шашки заряда 18. На её наружной поверхности с обоих концов имеются центрирующие утолщения. Передний торец головной трубы снабжен плоским дном. На поверхности трубы, примыкающей к дну, нарезана резьба для свинчивания с ГЧ. Внутренний диаметр головной трубы 113,3 мм.

Хвостовая труба предназначена для размещения в ней хвостовой шашки заряда 28. Со стороны блока стабилизаторов хвостовая труба имеет центрирующее утолщение и резьбу для соединения с газоводом. Материал труб – сталь 10ГНА. На внутреннюю поверхность труб нанесен тонкий слой (~ 0,3 мм) термозащитиого покрытия В-58. Прочность двигателя испытывается давлением 29,4...30,4 МПа.

Газовод состоит из двух соединяемых на резьбе конусов, внутренняя поверхность которых покрыта стеклопластиком АГ-4В. На задней части газовода имеется внутреинняя резьба для ввинчивания соплового блока.

Сопловой блок имеет семь сопел. Диаметр критического сечения каждого сопла 18,9 мм, диаметр выходного сечения – 37 мм. Входной конус сопла имеет угол раствора 75^0, выходной 30^0. Сопловой блок получен напрессовкой на стальной корпус стеклопластика АГ-

4В, причем из стеклопластика выполнены выходные раструбы сопел и кормовой кольцевой выступ, на который навинчивается контактная крышка.

На торцах топливных шашек имеются бронировочные наклейки 17 и 26, которые служат для удержания заряда от радиальных перемещений. Для исключения искривления заряда при хранении на поверхности каждой шашки наклеены по четыре сухаря 20 и 29.

Для компенсации допусков на длину головной шашки и головной трубы, а также для компенсации их тепловых деформаций между вкладышем 15 и передним торцом головной шашки 18 поставлена резиновая прокладка 16. Аналогичное назначение имеют прокладки 25, стоящие между решеткой 24 и передним торцом хвостовой шашки 28, а также между хвостовой диафрагмой 30 и хвостовым торцом шашки 28.

Топливные шашки разделены промежуточной диафрагмой 21 с решеткой 24, между которыми находится герметичный воспламенитель 23.

Корпус воспламенителя 40 (рис.4.7) выполнен из алюминиевого листа. Внутри корпуса находятся навеска дымного пороха 39 и два параллельно подключенных электрозапала 42. Контакты электрозапалов выведены за корпус воспламенителя и присоединены к двум проводам 43 (рис.4.8), которые проходят через канал хвостовой шашки, центральное отверстие соплового блока (крышки-сопла) и подсоединяются к контактным винтам 54 и 55 контактной крышки 56. Контактный винт 54 через каркас соплового блока соединяется с «массой» снаряда. Винт 55 находится на контактной крышке 56, изготовленной из прессматериала АГ-4В. В крышку запрессован контактный сектор 52, изолированный от корпуса. Контактная крышка 56 служит также герметизатором двигателя.

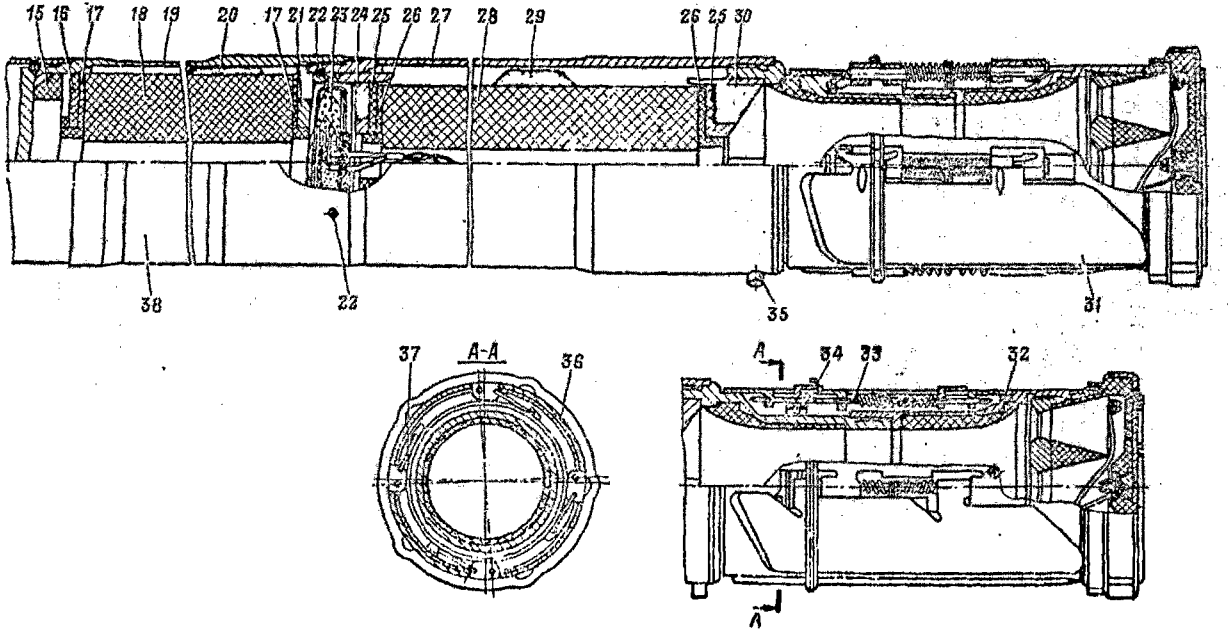


Рис. 4.6. Ракетная часть:

15- вкладыш; 16- прокладка; 17- наклейка; 18- головная шашка; 19- головная труба; 20- сухарь; 21- промежуточная диафрагма; 22- установочный винт; 23- воспламенитель; 24- решетка; 25- прокладка; 26- наклейка; 27- хвостовая труба; 28- хвостовая шашка; 29- сухарь; 30- хвостовая диафрагма; 31- блок стабилизатора; 32- обтекатель; 33- ось; 34- кольцо; 35- ведущий штифт; 36- лопасть; 37- звено; 38- корпус ракетной части

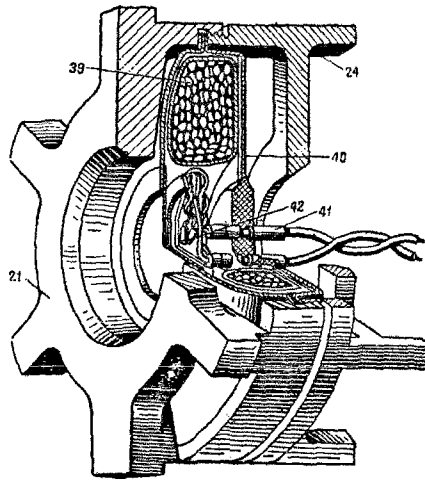


Рис. 4.7. Промежуточная диафрагма с решеткой и воспламенителем:
21 – промежуточная диафрагма; 24 – решетка; 39 – дымный порох; 40 – корпус воспламенителя; 41 – контакт; 42 – электрозапал

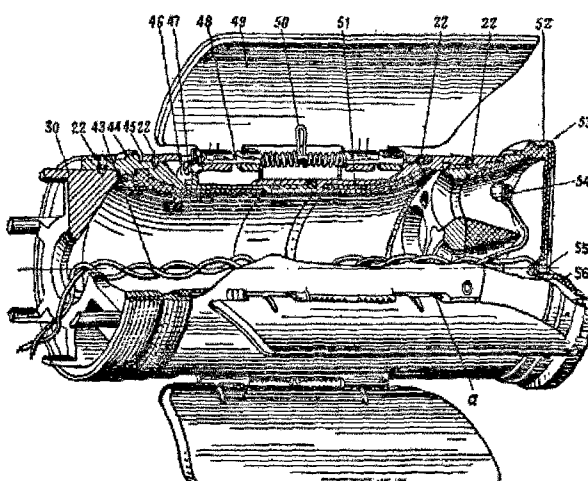


Рис. 4.8. Блок стабилизатора:
22 – установочный винт; 30 – хвостовая диафрагма; 43 – провод; 44 – передний конус; 45 – обтекатель; 46 – кольцо; 47 – винт; 48 – ось; 49 – лопасть стабилизатора; 50 – пружина; 51 – задний конус; 52 – контактный сектор; 53 – крышка-сопло; 54 – контактный винт; 55 – центральный контактный винт; 56 – контактная крышка; а – паз

Блок стабилизаторов (рис.4.8) надевается на газовод, состоящий из двух свинчивающихся конусов 44 и 51, и стопорится винтом 22. Корпусной деталью блока стабилизаторов является обтекатель 45 с приваренными к нему сухарями. В отверстия сухарей вставлены оси 48, на которых находятся пружины двойного действия 50 и свободно поворачивающиеся лопасти (консоли) стабилизатора. В закрытом положении лопасти стабилизатора удерживаются кольцом 57. При заряжании БМ это кольцо при взаимодействии с задним торцом пусковой трубы смещается назад и лопасти освобождаются. Их раскрытию препятствуют только стенки трубы. При выходе из трубы лопасти открываются под действием пружин. Эти же пружины подают лопасти назад и жестко фиксируют их в пазах *а* сухарей. Для поддержания вращения снаряда относительно продольной оси лопасти стабилизатора поставлены под небольшим углом к оси его симметрии.

Пуск снаряда начинается с подачи напряжения с БМ на контактный сектор 52 крышки 56. При этом срабатывают электрозапалы 42, воспламеняющие дымный порох 39. Продукты сгорания пороха вызывают воспламенение топливного заряда. Образовавшиеся газы срывают контактную крышку 56 (рис.4.8), и начинается истечение через сопла. При достижении тягой значения $(6...8)\cdot10^3$ Н ведущий штифт 35 (см. рис.4.6) выходит из замково-стопорного устройства пусковой трубы и начинается движение снаряда.

До 1968 г. топливный заряд (рис.4.9) изготавливался только из пороха РСИ-12М. Индекс заряда – 9ХШ. Срок хранения – до 40 лет. В табл. 4.7 приведены значения давления в камере сгорания, полученные при прожиге 81 заряда.

Таблица 4.7

Результаты стендовых испытаний заряда 9ХШ

Температура заряда, ^{0}С	55	50	–40	–50
Среднее в группе максимальное давление, МПа	17,9	17,2	9,4	8,8
Максимальное давление в отдельном опыте, МПа	18,5	18,0	9,8	8,9
Среднее время горения заряда, с	1,32	1,37	2,37	2,60
Количество испытаний	15	32	19	15

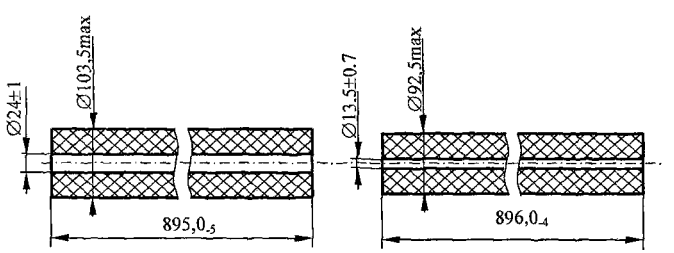


Рис.4.9. Шашки из топлива РСИ-12М для заряда 9ХШ к снаряду РСЗО «Град»

Масса шашек $20{,}45^{+0{,}15}_{-0{,}25}$ кг, масса заряда с «сухарями» и торцовыми шайбами $20{,}6^{+0{,}15}_{-0{,}25}$ кг.

Ниже приводятся состав и параметры топлива РСИ-12М:

Состав, %
коллоксилин..... 56,0
нитроглицерин..... 26,7
динитротолуол..... 10,5
централит..... 3,0
катализаторы и технологические добавки... 3,8

Удельная теплота сгорания..... 3559 кДж/кг
Плотность..... не менее 1570 кг/м^3
Влажность.....не более 0,7%

В 1968 г. был разработан заряд из вновь созданного топлива РСТ-4К, обладающего следующим составом и свойствами:

Состав, %
коллоксилин..... 56,0
нитроглицерин..... 27,5
динитротолуол..... 7,5
стабилизаторы химической стойкости..... 2,0
катализаторы горения..... 5,8
технологические добавки..... 1,2

Плотность..... не менее 1670 кг/м^3
Удельная тяга..... 2030 м/с
Скорость горения при t = 20^{0}С, p = 6 МПа.. 9,22 мм/с
Показатель степени закона горения ν..... 0,23
Температура газов в камере сгорания..... 2313 К

Заряд, выполненный из топлива РСТ-4К, состоял из двух одинаковых полузарядов, снабженных продольными «зигами», позволяющими отказаться от «сухарей». Это стало возможно из-за того, что плотность нового топлива на 4...5% превышала плотность топлива РСИ-12М. Новый заряд получил индекс 9ХПМ2 (рис.4. 10).

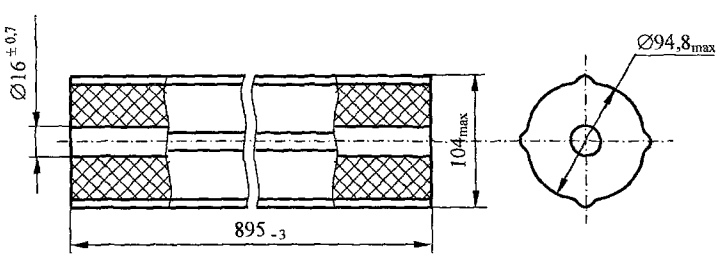


Рис.4.10. Шашка из топлива РСТ-4К для заряда 9ХПМ2
к снаряду РСЗО «Град»

Торцы шашек бронировались центрирующими наклейками из материала ЭЦ-14. Масса заряда в целом не изменилась (20,55±0,20) кг. Масса навески воспламенителя уменьшилась с 80 до 60 г (КЗДП-1).

Расчет экономического эффекта внедрения заряда 9ХПМ2 в производство на автоматизированных поточных линиях показал, что несмотря на более высокую стоимость топлива

РСТ-4К, составлявшую тогда 602 руб. за 1 тонну (для РСИ-12М – 448 руб.), полная себестоимость заряда за счет снижения трудозатрат на производство на 0.69 человеко-часов оказалось меньше на 6 руб. 10 коп. Таким образом, себестоимости зарядов из топлив РСИ-12М и РСТ-4К оказались равными 32,62 руб. и 26,59 руб. соответственно.

Результаты стендовых испытаний зарядов 9ХШМ2 приведены в табл.4.8.

Таблица 4.8

Результаты стендовых испытаний зарядов 9ХШМ2

Температура заряда, ^{0}С	Количество испытаний	Максимальное давление, МПа		Время работы, с	
		среднее	диапазон изменения	среднее	диапазон изменения
50	27	22,2	19,6...24,0	1,26	1,18...1,35
20	13	17,0	15,0...17,7	1,58	1,56...1,60
-50	16	11,1	10,4...11,6	2,03	1,99...2,11

Испытания стрельбой показали, что площадь эллипса рассеивания составила 4,4 га. В соответствии с тактико-техническими требованиями она должна быть не более 6,4 га. Дальность стрельбы при максимальной установке прицела практически не изменилась. Дальность стрельбы при промежуточных установках прицела увеличилась на 1...4 %.

4.2.3. Боеприпасы РСЗО «Град»

Основным боеприпасом РСЗО «Град» является осколочно-фугасный снаряд М-21 ОФ (9М22У). Помимо него в последние годы разработаны:

- снаряд 3М16 для дистанционного минирования местности противопехотными минами,
- снаряд 9М28К для дистанционного минирования местности противотанковыми минами,
- снаряд 9М43 для постановки дымовой завесы,
- снаряд 9М19 для постановки радиопомех и другие снаряды.

В табл.4.9 приведены технические характеристики этих снарядов.

Таблица 4.9

Боеприпасы БМ-21

РС	М21ОФ	3М16	9М28К	9М43	9М19
Тип	осколочно-фугасный	противопехотно-минирующий	противотанковомини-рующий	дымокуря-щий	радио-помехообра-зующий
Масса, кг	66,6	56,4	57,7	66	66
Масса ГЧ с взрывателем, кг	19,5	21,6	22,8		
Дальность стрельбы, км	20,4	13,4	13,4	20,2	18,5
Длина, мм	2870	3019	3019	2949	3026

Снаряд 3М16 содержит пять противопехотных мин. Для поражения около 30% движущейся живой силы на участке фронта в 1 км требуется 20 таких снарядов. В настоящее время на вооруженные силы России распространяется международное соглашение о запрете применения противопехотных мин, наносящих большой ущерб мирному населению.

Снаряд 9М28К содержит три противотанковые мины. Каждая мина имеет массу 5 кг и содержит 1,85 кг ВВ. Время самоликвидации мины 16...24 ч. На 1 км линии фронта требуется 90 снарядов.

Снаряд 9М43 содержит пять дымокурящих элементов. Масса дымообразующего вещества в элементе 0,8 кг. Залп из 10 снарядов формирует сплошную дымовую завесу. Её размер по фронту 1000 м, по глубине 800 м. Время дымообразования 320 с. Дымовая завеса парализует работу приборов наблюдения и наведения, работающих в диапазоне длин волн от 0,4 до 14 мкм.

Особый интерес представляет снаряд 9М519 («Лилия-2»), постановщик активных помех. Он разработан совместно с болгарской компанией «Электрон прогресс». На нисходящей ветви траектории от снаряда отделяется головная часть, она тормозится и внедряется в поверхность земли. После чего из ГЧ выдвигается телескопическая антенна и начинается работа передатчика в КВ или УКВ диапазоне. Несколько таких снарядов обеспечивают дезорганизацию системы связи и управления огнем противника. Время работы передатчика 60 мин.

Закономерным развитием РСЗО «Град» явилось появление систем «Град-1» и «Прима». Снаряды этих систем имеют одинаковый калибр 122 мм.

РСЗО «Град-1» является облегченным вариантом системы «Град». В качестве шасси БМ используется автомобиль повышенной проходимости ЗИЛ-131, артиллерийская часть содержит пакет из 36 направляющих, максимальная дальность стрельбы 15 км. Головная часть осколочно-фугасного снаряда «Град-1» примерно на 3 кг тяжелее ГЧ «Града», она снабжена готовыми осколками, что повышает её эффективность.

Ещё большей эффективностью обладает ГЧ снаряда «Прима». На нисходящей ветви траектории по сигналу дистанционной трубки ГЧ отстреливается от РЧ и продолжает спуск на парашюте. При этом траектория вертикализируется, а скорость падения резко падает. Все это приводит к увеличению приведенной площади поражения примерно в 4 раза по сравнению с «Градом». Дальность стрельбы «Примы» такая же, как и у «Града».

4.3. Реактивная система залпового огня "Ураган"

4.3.1. Общие сведения

В состав РСЗО "Ураган" входят: боевая машина 9П114 (рис. 4.11), транспортно-заряжающая машина 9Т452 (рис. 4.12) и реактивные снаряды.

Артиллерийская часть БМ смонтирована на шасси автомобиля ЗИЛ-135ЛМ. Автомобиль четырехосный, высокой маневренности и проходимости. Масса полностью заряженной БМ 20 т, максимальная скорость при движении по шоссе 65 км/ч, запас хода 500 км, глубина брода 1,2 м, расчет – 4 человека.

Конструкция артиллерийской части является развитием конструкции, примененной на БМ-21. Она состоит из 16 трубчатых направляющих, объединенных в пакет, содержащий в верхнем ряду четыре, а во втором и третьем - по шесть труб, а также из люльки, основания, поворотного, подъемного, уравновешивающего и стопорных механизмов, платформы, электропривода, прицельных приспособлений, блоков цепей стрельбы, пневмооборудования и вспомогательного электрооборудования. Для наведения по азимуту и углу возвышения в качестве основного используется электропривод, а в качестве дублирующего – ручной.

Транспортно-заряжающая машина 9Т452 в качестве шасси имеет также четырехосный автомобиль ЗИЛ-135ЛМ. В его кузове устанавливается комплект из четырех контейнеров 9Я248, по четыре снаряда в каждом или две грузовые тележки по восемь снарядов в каждой. На ТЗМ установлен подъемный кран грузоподъемностью 300 кг. Масса ТЗМ 20 т.

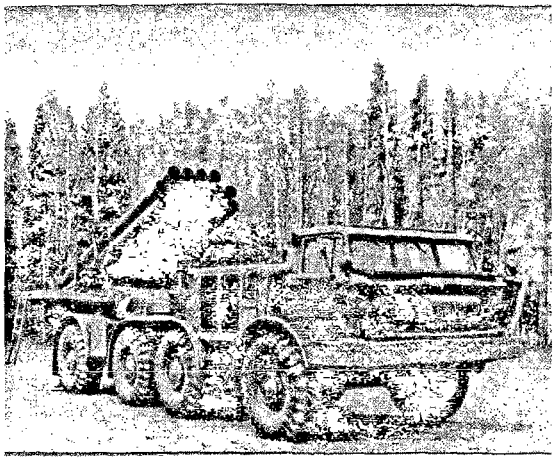


Рис. 4.11. Боевая машина 9П114 РСЗО "Ураган"

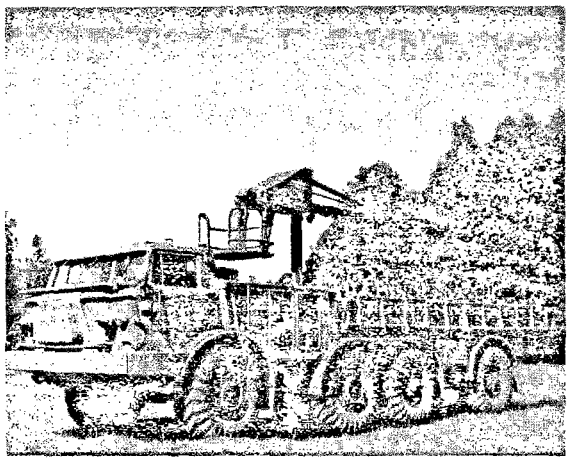


Рис. 4.12. Транспортно-заряжающая машина 9Т452 РСЗО «Ураган»

Калибр снарядов РСЗО "Ураган" 220 мм, дальность стрельбы 10...35 км. Для этой системы разработан осколочно-фугасный снаряд 9М27Ф массой 280 кг и длиной 4832 мм. (масса ГЧ 51,7 кг) и снаряды 9М27К, 9М27К2, 9М27К3 и 9М59 с кассетными головными частями. Их масса 270 кг, а длина 5178 мм.

ГЧ снаряда 9М27К снаряжена 30 осколочными БЭ, ГЧ снаряда 9М27К2 – 24 противотанковыми минами, ГЧ снаряда 9М27К3 - 312 противопехотными минами, а ГЧ снаряда 9М59 - 9 противоднищевыми минами для уничтожения танков.

РСЗО "Ураган" является системой армейского звена. Дивизион этой системы включается в армейскую ракетную бригаду наряду с дивизионами других систем.

В состав дивизиона РСЗО "Ураган" входят:

– машина командира дивизиона (МКД) на базе бронетранспортера БТР-80;

– машина старшего офицера дивизиона (МСОД) на базе автомобиля Урал-4320;

– ремонтные мастерские на базе двух автомобилей ЗИЛ-130;

– многоканальная радиолокационная станция "Зоопарк" на гусеничном ходу;

– три батареи РСЗО.

В состав батареи входят:

– машина командира батареи (МКБ) на базе БТР-80;

– машина старшего офицера батареи (МСОБ) на базе автомобиля Урал-4320;

– шесть боевых машин 9П140;

– шесть транспортно-заряжающих машин 9Т452.

Аппаратура, установленная на командирских машинах и машинах старших офицеров, образует комплексную систему автоматизированного управления огнем (КСАУО), имеющую условное наименование "Капустник".

КСАУО обеспечивает топографическую привязку огневых позиций, определение метеорологических и баллистических условий стрельбы, расчет исходных данных для открытия огня. Командирские машины дивизионного и батарейного уровней взаимозаменяемы. Таким же свойством обладают машины старших офицеров. Это повышает живучесть дивизиона. На всех машинах установлены радиостанции.

РЛС "Зоопарк", которая обычно придается дивизиону, позволяет вести пристрелку, отслеживая большую часть траектории пристрелочных снарядов. Она же используется при контрбатарейной борьбе, обеспечивая по результатам замеров части траектории снаряда противника определение координат его огневой позиции.

Схема расположения дивизиона РСЗО "Ураган" на местности дана на рис. 4.13.

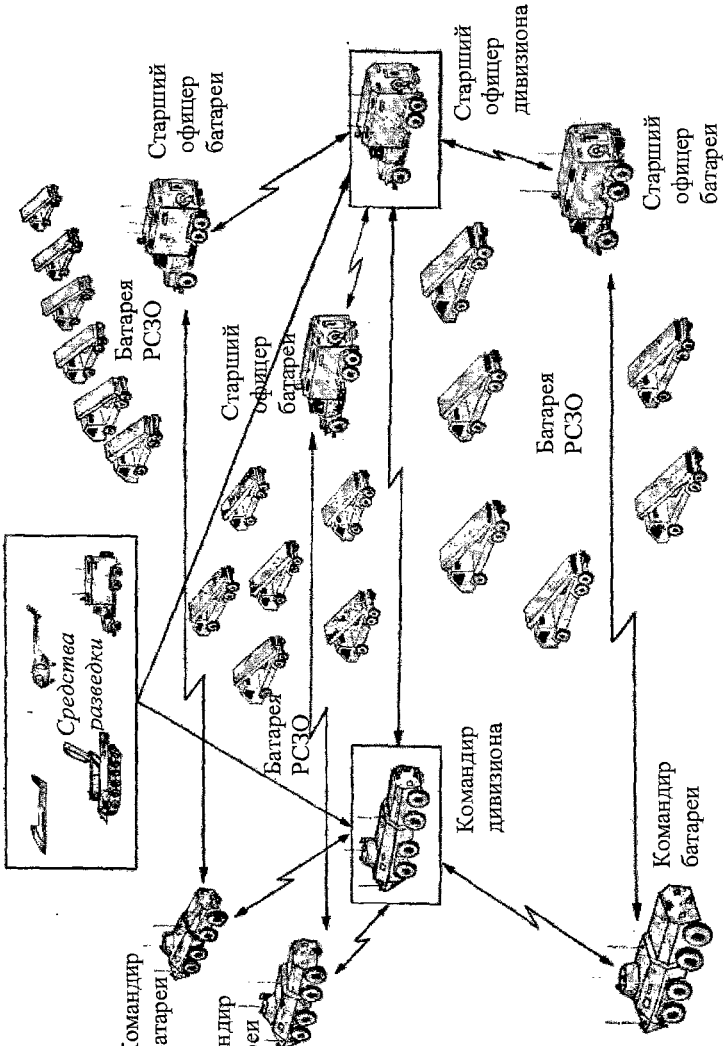


Рис. 4.13. Схема огневой позиции дивизиона РСЗО «Ураган» на местности

4.3.2. Реактивные снаряды 9М27Ф и 9М27К

4.3.2.1. Назначение и технические данные

Реактивный снаряд 9М27Ф предназначен для поражения живой силы, боевой техники, ракетных батарей, уничтожения складов боеприпасов, для разрушения оборонительных сооружений, железнодорожных станций, мостов, переправ и других целей.

Реактивный снаряд 9М27К предназначен для поражения открытой живой силы и небронированной боевой техники противника.

Технические данные реактивных снарядов 9М27Ф и 9М27К приведены в табл. 4.10.

Таблица 4.10

Технические данные снарядов

Технические характеристики	9М27Ф	9М27К
Калибр, мм	220	220
Длина снаряда, мм	4832,5	5178,4
Масса снаряда без тормозного кольца, кг	279,65	271,1
Масса дистанционной механической трубки ТМ-120 (с предохранительным колпаком), кг, не более	–	1
Масса дистанционной механической трубки (без предохранительного колпака), кг, не более	–	0,8
Диапазон установки времени на трубке ТМ-120, с	–	4...120
Масса взрывателя МРВ-У, кг	0,78	–
Количество боевых элементов, шт.	–	30
Температурный интервал боевого применения, °С	-50 ... +50	-50 ... +50

4.3.2.2. Состав и принцип действия снарядов

Реактивные снаряды состоят из следующих основных частей:

9М27Ф - из механического реакционного взрывателя МРВ-У 1 (рис. 4.14), головной части 9Н128Ф 2 и ракетной части 9М27 3;

9М27К - из дистанционной механической трубки ТМ-120 4, головной части 9Н128К 5 и ракетной части 9М27 3.

Для стрельбы на промежуточные дальности реактивные снаряды 9М27Ф, 9М27К комплектуются большим 7 и малым 6 тормозными кольцами.

Для обеспечения требуемой массы снаряда на дне головной части 2 (рис. 4.16) установлены компенсаторы 1.

При транспортировании и хранении снарядов в очко под взрыватель или трубку ввинчивают пробку 8 (рис. 4.14) для предохранения резьбы от загрязнения и повреждений.

Принцип действия снарядов состоит в следующем. По команде «ПУСК» от датчика импульсов боевой машины на электровоспламенитель снаряда подается импульс тока. Воспламеняются электровоспламенитель, воспламенитель 9Х258 и пороховой заряд 9Х164 или 9Х963. Начинается истечение пороховых газов, и по достижении тяги ракетной части определенной величины начинается движение снаряда и сход его с направляющей боевой машины. После окончания активного участка траектории полета снаряда взрывательное устройство взводится в боевое положение.

При встрече снаряда 9М27Ф с преградой срабатывает взрыватель МРВ-У и происходит взрыв головной части.

После схода реактивного снаряда 9М27К с направляющей БМ через заданное время срабатывает трубка ТМ-120, форс огня которой воспламеняет вышибной заряд головной части. От давления и температуры образовавшихся газов взводятся взрыватели боевых элементов, головная часть вскрывается и боевые элементы разбрасываются на местности. При встрече боевого элемента с преградой срабатывает взрыватель 9Э246 или 9Э246М, и происходит взрыв боевого элемента.

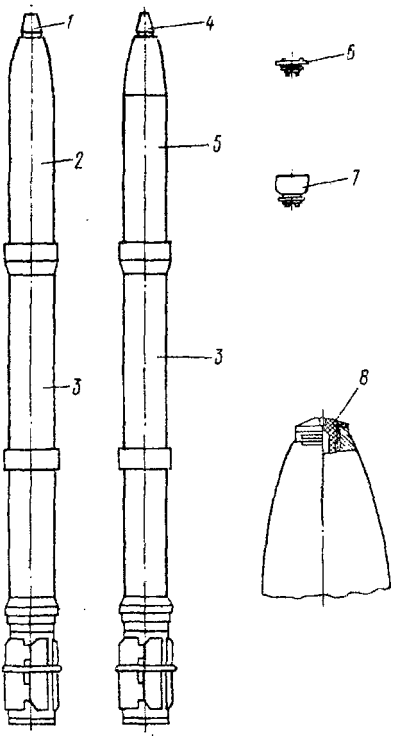


Рис. 4.14. Реактивные снаряды 9М27Ф и 9М27К:

1 – механический реакционный взрыватель МРВ–У; 2 –головная часть 9Н128Ф; 3 – ракетная часть 9М27; 4 – дистанционная механическая трубка ТМ–120; 5 – головная часть 9Н128К; 6 – малое тормозное кольцо; 7 – большое тормозное кольцо; 8 – пробка

4.3.2.3. Назначение, устройство и действие ракетной части 9М27

Ракетная часть состоит из неснаряженной ракетной части 45 (рис. 4.16), порохового заряда 9Х164 или 9Х963, воспламенителя 9Х258 20 и электровоспламенителя 9Х317М 31 или 9Х317 или пиропатрона 9Х264.

Несиаряженная ракетная часть 45 состоит из дна 3, головной 6 и хвостовой 13 камер, опоры 4, разделительной диафрагмы 11, диафрагмы 17, блока 40. Дно 3 ввинчено в головную камеру 6 и стопорится установочными винтами 5. Головная 6 и хвостовая 13 камеры соединены между собой с помощью резьбы и предназначены для размещения порохового заряда, состоящего из полузарядов 7 и 14. Полузаряд 7 с помощью кольцевых выступов бронепокрытия 9 установлен в головной камере между опорами 4 и разделительной диафрагмой 11, а полузаряд 14 - в хвостовой камере между разделительной диафрагмой 11 и диафрагмой 17. Габаритные размеры полузарядов приведены на рис. 4.14. Прокладки 10 и 16 предохраняют от скола полузаряды при транспортных перегрузках и перегрузках, возникающих при пуске снаряда, а сухари 8 и 15 ограничивают поперечную деформацию полузарядов при длительном хранении.

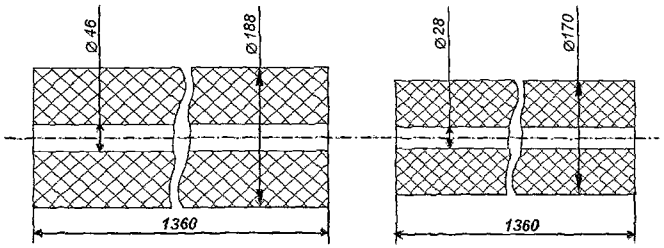


Рис. 4.15. Шашки топливиого заряда снаряда "Ураган" ($D_{вн}$=202 мм)

Блок 40 состоит из входного конуса 22, раструба 28, обтекателя 23, крышки 34, конуса 41, трубки 39, корпуса 30, изолятора 35, тарели 37, соединительных проводов 29, двух контактных втулок 49 и ведущего штифта 21.

Блок 40 наружной резьбой входного конуса 22 соединен с хвостовой камерой 13 и стопорится от самоотвинчивания установочными винтами 5.

Входной конус 22 и раструб 28 образуют сопло для выхода продуктов сгорания порохового заряда из камеры ракетной части.

Обтекатель 23 установлен между входным конусом 22 и раструбом 28 и застопорен на их цилиндрических поверхностях для исключения проворота. В отверстия стоек обтекателя вставлены оси 24 с пружинами 27 и лопастями 25, расположенными под углом к оси снаряда для поддержания его вращательного движения на траектории. В закрытом положении лопасти 25 удерживаются кольцом 26.

Кольца 36, 38 и крышка 34 обеспечивают влагозащищенность ракетной части. Крышка пломбируется пломбой 33.

Изолятор 35 и шайба 42, изготовленные из пресс-материала, обеспечивают электрическую изоляцию электровоспламенителя от блока.

Трубка 39 служит для передачи форса огня от электровоспламенителя 31 к воспламенителю 20 и закреплена одним концом в резьбовом отверстии корпуса 30, другим - в отверстии конуса 41 гайкой 43.

В диаметрально расположенные резьбовые отверстия входного конуса 22 блока

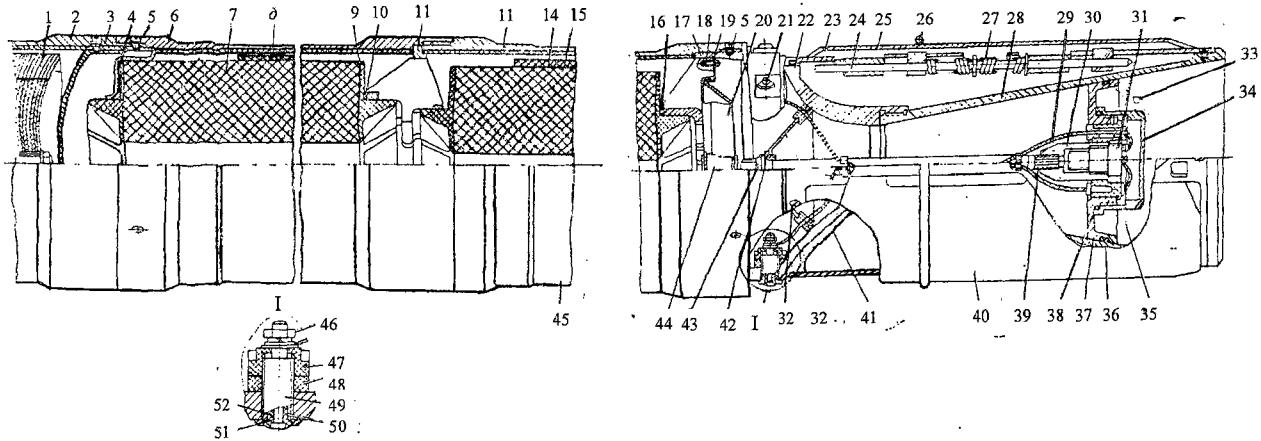


Рис. 4.16. Ракетная часть 9М27:

1 - компенсаторы; 2 - головная часть; 3 - дно; 4 - опора; 5 -установочный винт; 6 - головная камера; 7 и 14 - полузаряды; 8 и 15 - сухари; 9 - бронепокрытие; 10 и 16 - прокладки; 11 - разделительная диафрагма; 13 - хвостовая камера; 17 - диафрагма; 18 - винт; 19 - скоба; 20 - воспламенитель 9Х258; 21 - ведущий штифт; 22 - входной конус; 23 - обтекатель; 24 - ось; 25 - лопасть; 26 и 36 - кольца; 27 - пружина; 28 - раструб; 29 - соединительный провод; 30 и 50 - корпуса; 31 - электровоспламенитель 9Х317М; 33 - пломба; 34 - крышка; 35 - изолятор; 37 - тарель; 38 - кольцо; 39 - трубка; 40 -блок; 41 - конус; 42 и 48 - шайбы; 43, 46 и 47 - гайки; 44 - крупнозернистый дымный порох; 45 - неснаряженная ракетная часть; 49 - контактная втулка; 51 - контакт; 52 - пресс-материал

ввинчены на клею две контактные втулки 49, служащие для электрической стыковки реактивного снаряда с контактным устройством направляющей боевой машины.

Контактная втулка 49 состоит из корпуса 50, контакта 51 и пресс-материала 52. Защиту контактной втулки от действия пороховых газов обеспечивает шайба 48, закрепленная гайкой 47.

От контактов 51 провода 29 идут к электровоспламенителю 31.

В резьбовое отверстие входного конуса 22 блока ввинчен на клею ведущий штифт 21, который служит для фиксации снаряда в направляющей боевой машины и придания ему вращательного движения при движении по направляющей.

Воспламенитель 9Х258 20 предназначен для воспламенения порохового заряда ракетной части.

Воспламенитель содержит крупнозернистый дымный порох 44 и закреплен на ребрах диафрагмы 17 тремя скобами 19 и винтами 18.

Электровоспламенитель 31 предназначен для воспламенения дымного пороха 44 воспламенителя 9Х258.

Принцип действия ракетной части состоит в следующем. При нажатии на кнопку «ПУСК» на электровоспламенитель 31 подается от датчика импульсов БМ 9П140 импульс тока. Один полюс источника тока соединяется через контактную втулку 49 и соединительный провод 29 с верхним контактом электровоспламенителя. Другой полюс источника соединяется через вторую контактную втулку 49 и соединительный провод 29 с корпусом электровоспламенителя. От форса огня пиротехнического состава электровоспламенителя загорается порох воспламенителя 9Х258 20, который в свою очередь воспламеняет пороховой заряд ракетной части. Под действием давления образующихся пороховых газов конус 41, тарель 37 и другие детали, расположенные во входном конусе 22 и раструбе 28, выбрасываются из блока. Начинается истечение пороховых газов через сопло. По достижении тяги ракетной части определенной величины ведущий штифт 21 выходит из стопорного устройства направляющей боевой машины. Начинается движение снаряда. При сходе снаряда с направляющей боевой машины лопасти раскрываются под действием пружин 27 и фиксируются своими ушками в пазах обтекателя 23.

4.3.2.4. Устройство и действие головной части 9Н128Ф

Головная часть 9Н128Ф состоит из неснаряженной головной части 4 (рис.4.17), взрывчатого вещества 5 и детонатора 2.

Детонатор 2 размещен в стакане 3, ввинченном в головную часть.

Опорное кольцо 7 обеспечивает технологичность снаряжения головной части взрывчатым веществом 5.

Устранение осевого зазора между взрывчатым веществом 5 и заглушкой 9 и предохранение взрывчатого вещества от повреждений обеспечивают прокладки 6 и 8.

Компенсаторы массы 10 крепятся шайбой 14 и гайкой 11 на заглушке 9. При приведении снаряда в окончательно снаряженный вид в головную часть ввинчивают взрыватель МРВ-У и стопорят винтом 1.

Головная часть с помощью резьбы соединена с дном 13 ракетной части и от самоотвинчивания стопорится тремя установочными винтами 12.

Принцип действия головной части состоит в следующем. При встрече снаряда с преградой детонационный импульс от взрывателя 1 (см. рис. 4.14) передается детонатору 2 (см. рис. 4.17), а от него взрывчатому веществу 5, в результате чего происходит взрыв головной части.

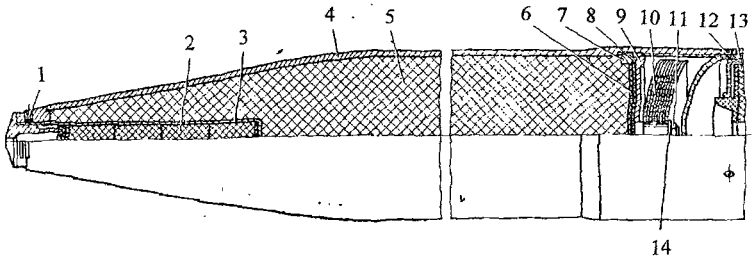


Рис. 4.17. Головная часть 9Н128Ф:

1 - винт; 2 – детонатор; 3 – стакан; 4 –неснаряженная головная часть; 5 – взрывчатое вещество; 6 и 8 – прокладки; 7 – опорное кольцо; 9– заглушка; 10 – компенсатор; 11 – гайка; 12 – установочный винт; 13 – дно; 14 – шайба

4.3.2.5. Устройство и действие головной части 9Н128К

Головная часть 9Н128К состоит из неснаряженной головной части 30 (рис. 4.18), боевых элементов 9Н210 9, воспламенительного заряда 28 и воспламенительно-вышибного заряда 25. В состав неснаряженной головной части входят обтекатель 4, оболочка 10, секции 19 и 27, дно 14 и разрывные болты 17.

Обтекатель 4 с помощью резьбы соединен с секцией 27 и застопорен от самоотвинчивания установочным винтом 6. При приведении снаряда в окончательно снаряженный вид в очко обтекателя ввинчивают трубку ТМ-120 и стопорят винтом 2.

Секции 19 и 27 соединены между собой винтами 12 и предназначены для укладки боевых элементов 9 с упорами 11 и пружинами 31, необходимыми для принудительного выброса боевых элементов при раскрытии головной части. Секции с боевыми элементами крепятся в оболочке 10 к дну 14 разрывными болтами 17, ввинченными во вкладыши 18. Компенсаторы 20 и 23 предотвращают перемещение боевых элементов в радиальном и боковом направлениях, а прокладки 21 и 24 уменьшают трение при выбросе боевых элементов из оболочки 10.

Воспламенительно-вышибной заряд 25 размещен в корпусе 26, а воспламенительный заряд 28 - в корпусе 8, которые ввинчены соответственно в секции 19 и 27.

Форсажная трубка 3 предназначена для передачи форса огня от трубки ТМ-120 к воспламенительному заряду 28 и закреплена на переходнике 29 винтом 5.

Компенсаторы 13 крепятся винтом 16.

Влагозащищенность головной части обеспечивается кольцами 1 и 7.

Головная часть 9Н128К с помощью резьбы соединяется с дном 15 ракетной части и от самоотвинчивания стопорится тремя установочными винтами 6.

Принцип действия головной части состоит в следующем. В заданной точке траектории срабатывает трубка ТМ-120, форс огня которой, проходя через форсажную трубку 3, воспламеняет воспламенительный заряд 28. Пороховые газы, образовавшиеся от сгорания пороха, через отверстия в секциях 19 и 27 заполняют соответствующий объем головной

части и воспламеняют воспламенительно-вышибной заряд 25. От давления и температуры образовавшихся газов взводятся взрыватели 9Э246 или 9Э246М боевых элементов, разрываются разрывные болты 17 и секции вместе с обтекателем 4 и боевыми элементами 9 выбрасываются в направлении движения снаряда. Под действием пружин 31 и центробежных сил осуществляется разброс боевых элементов.

Боевой элемент 9Н210 состоит из неснаряженного боевого элемента 14 (рис. 4.19), разрывного заряда 9Х37 5 и взрывателя 9Э246М или 9Э246 16.

Неснаряженный боевой элемент 14 состоит из кожуха 3, стакана 7, резьбового 2 и переходного 1 колец, роликов 6, скрепленных полиэтиленом 8, обоймы 13, толкателя 10, пружины 9, лопастей 12 и осей 11. Между роликами и стаканом поставлена прокладка 4. Ролики играют роль осколков, их называют готовыми поражающими элементами (ГПЭ)

Разрывной заряд 8 крепится переходным кольцом 1, ввинченным в резьбовое кольцо 2. Для устранения зазора между зарядом и переходным кольцом поставлены прокладки 15.

Устойчивость и гашение скорости полета боевого элемента после выбрасывания его из головной части обеспечивают шесть лопастей 12, свободно проворачивающихся на осях 11, вставленных в отверстия обоймы 13. Лопасти раскрываются под действием пружины 9 и толкателя 10, которые и фиксируют их в раскрытом положении.

В резьбовое очко переходного кольца 1 ввинчивается взрыватель 9Э246М или 9Э246 16, который предназначен для выдачи детонационного импульса разрывному заряду 5 при встрече боевого элемента с преградой или по истечении времени самоликвидации.

Указанные взрыватели имеют весьма малое время срабатывания, которое обеспечивает подрыв БЭ над поверхностью преграды.

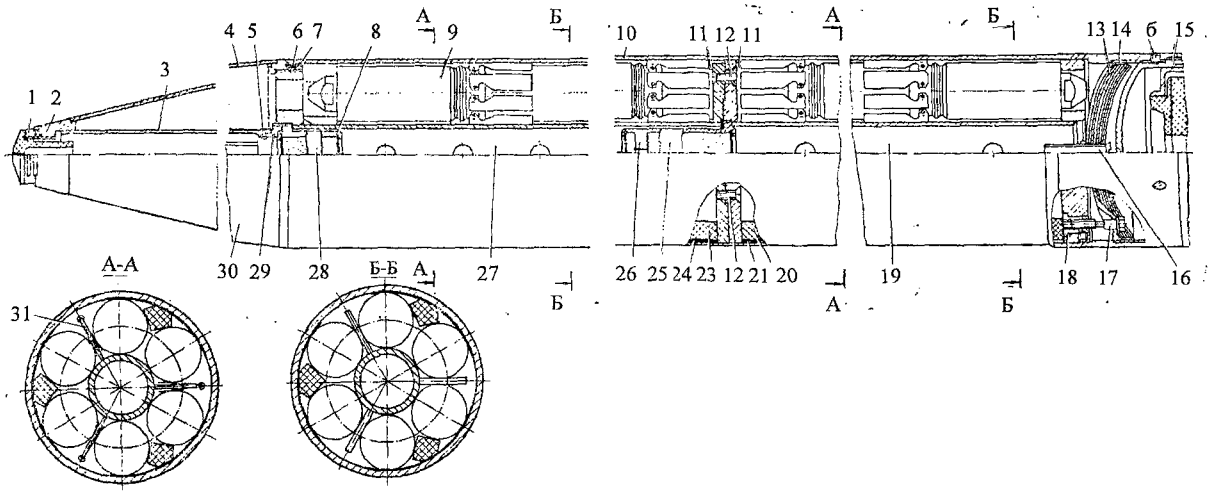


Рис. 4.18. Головная часть 9Н128К:

1 и 7 – кольца; 2, 5, 12 и 16 – винты; 3 – форсажная трубка; 4 – обтекатель; 6 – установочный винт; 8 и 26 – корпуса; 9 – боевой элемент 9Н210; 10 – оболочка; 11 – упор; 13, 20, и 23 – компенсаторы; 14 и 15 – донья; 17 – разрывной болт; 18 – вкладыш; 19 и 27 – секции; 21 и 24 – прокладки; 25 – воспламенительно-вышибной заряд; 28 – воспламенительный заряд; 29 – переходник; 30 – неснаряженная головная часть; 31 – пружина

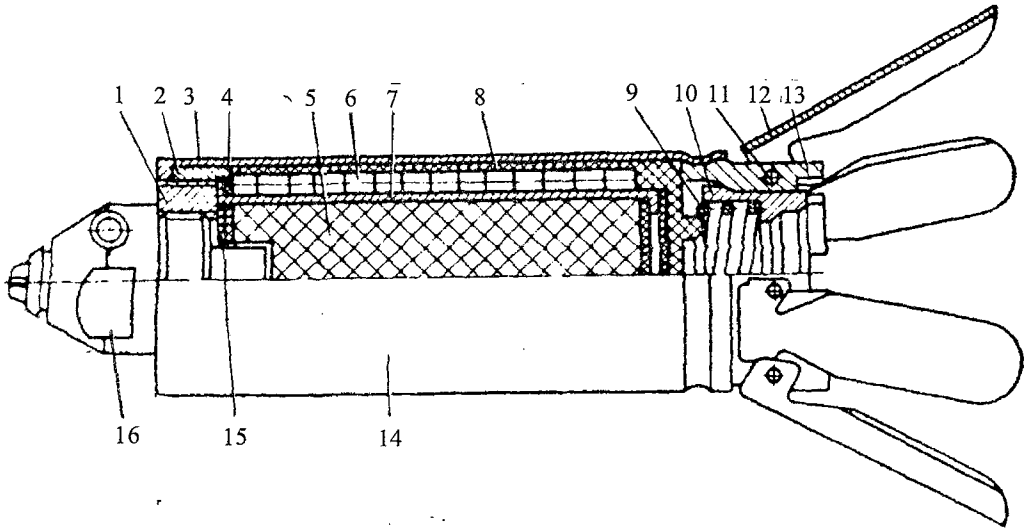


Рис. 4.19. Боевой элемент 9Н210:

1 – переходное кольцо; 2 – резьбовое кольцо; 3 – кожух; 4 – прокладка; 5 – разрывной заряд 9Х37; 6 – ролики; 7 – стакан; 8 – полиэтилен; 9 – пружина; 10 – толкатель; 11 – ось; 12 – лопасть; 13 – обойма; 14 – неснаряженный боевой элемент; 15 – прокладки; 16 – взрыватель 9Э246М или 9Э246

4.4. Реактивная система залпового огня «Смерч»

Система «Смерч» относится к четвертому поколению РСЗО. От ранее созданных систем ее отличают не только большая дальность стрельбы и высокое могущество ГЧ, но и наличие на снаряде блоков системы управления.

В состав системы входят БМ, выполненная на базе автомобиля МАЗ - 543А, ТЗМ – на базе МАЗ - 543М и реактивные снаряды различного назначения. Калибр снарядов 300 мм, масса 800 кг, максимальная дальность полета 70 км. Основные тактико-технические характеристики РСЗО «Смерч» приведены в табл. 4.1…4.6. Общий вид БМ дан на рис. 4.20 и общий вид ТЗМ – на рис. 4.21.

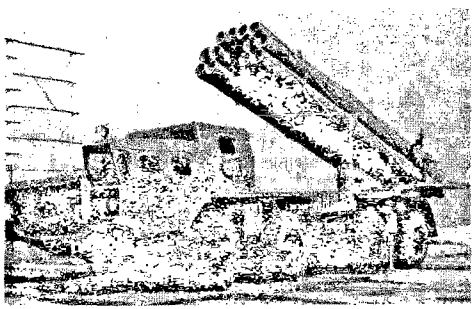


Рис 4.20. Боевая машина РСЗО Смерч»

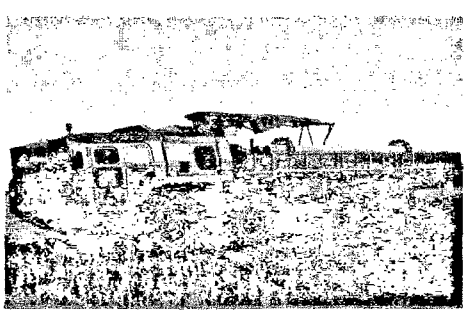


Рис 4.21. Транспортно- заряжающая машина РСЗО «Смерч»

Для РСЗО «Смерч» создано несколько типов снарядов. Рассмотрим два из них: 9М55К и 9М55К1.

4.4.1. Общие сведения о снаряде 9М55К

Снаряд 9М55К (рис. 4.22,а) предназначен для поражения живой силы и небронированной техники противника. Он снабжен кассетной ГЧ 9Н139 осколочного действия, которая содержит 72 боевых элемента. БЭ имеет массу 1,82 кг, диаметр – 69 мм и длину – 270 мм.

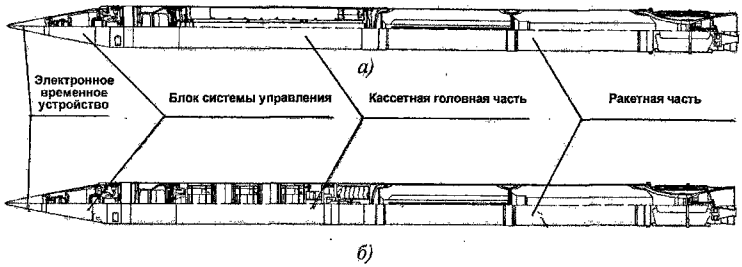


Рис. 4.22. Компоновочные схемы снарядов РСЗО «Смерч»:
а – снаряд 9М55К с осколочными БЭ; б – снаряд 9М55К1 с самоприцеливающимися БЭ

Один снаряд 9М55К поражает живую силу на площади 5,6 га и небронированную технику на площади 5,4 га.

Конструктивно-силовая схема кассетной ГЧ снаряда «Смерч» близка к схеме аналогичной ГЧ снаряда «Ураган». Основное различие состоит в том, что у «Смерча» БЭ перед установкой в кассету помещаются в восьми трубчатых направляющих и при вскрытии кассеты в стороны разлетаются не отдельные БЭ, как у «Урагана», а вышеупомянутые направляющие. В каждой трубчатой направляющей находятся девять БЭ и вышибной заряд с лучевым воспламенителем. Последний поджигается продуктами сгорания зарядов, обеспечивающих вскрытие ГЧ. Лучевой воспламенитель имеет время срабатывания 4 ± 1 с, по истечении которого он поджигает вышибной заряд направляющей. При этом происходит выброс боевых элементов. Направляющая не имеет стабилизаторов и в процессе выброса совершает беспорядочное вращение. Такое конструктивное решение обеспечивает более равномерное распределение БЭ по площади поражения.

Ракетная часть состоит из РДТТ и блока складывающихся стабилизаторов, выполненного по шестиконсольной схеме. Особенностью РЧ является использование смесевого топлива, заливаемого в головную и хвостовую трубы, образующие камеру сгорания. Такое конструктивное решение позволило создать высокоэффективный двигатель с удельной тягой $P_{уд}$=2440 м/с и коэффициентом весового качества $\alpha_{дв}$=0,416.

В носовой части снаряда 9М55К расположены электронное временное устройство (ЭВУ) и блок системы управления (БСУ). ЭВУ по своей сути является датчиком времени, который включается в момент страгивания снаряда и в нужный момент времени подает команду на вскрытие ГЧ. Время вскрытия определяется так называемым исчисленным временем $t_{исч}$, которое вводится в ЭВУ перед пуском при формировании полетного задания, и поправкой Δt, которая вырабатывается БСУ в процессе полета снаряда на основе анализа отклонения его летных характеристик от расчетного значения. Поправка Δt позволяет существенно уменьшить рассеивание по дальности. ЭВУ снабжается отдельной электрической батареей на твердых солях, выводимой на режим по сигналу аппаратуры дистанционного ввода полетного задания.

Блок системы управления предназначен для угловой стабилизации снаряда на начальном участке траектории и выработки поправки Δt для ЭВУ.

БСУ включает:

1) измеритель угловых перемещений (ИУП),

2) блок электронной и измерительной аппаратуры (БЭИА),
3) корректирующий двигатель (КД),
4) источник тока (батарею на твердых солях).

Измеритель угловых перемещений является чувствительным элементом системы угловой стабилизации снаряда. В его основе лежит двухстепенной интегрирующий гироскоп. Исполнительным элементом системы стабилизации является корректирующий двигатель. В качестве рабочего тела этого двигателя используются продукты сгорания порохового аккумулятора давления. КД позволяет создавать регулируемую тягу в двух взаимно перпендикулярных плоскостях, проходящих через ось снаряда. Тяга КД создает относительно центра масс снаряда управляющий момент, обеспечивающий исключение колебаний оси РС на начальном участке траектории.

В состав блока электронной и измерительной аппаратуры наряду с ИУП входят акселерометры, измеряющие ускорение в направлении оси снаряда. В результате его интегрирования вычисляются псевдоскорость и псевдопуть, необходимые для определения поправки к исчисленному времени вскрытия ГЧ.

Боевой элемент снаряда 9М55К отличается от БЭ снаряда 9М27К в основном только тем, что содержит готовые осколки двух весовых фракций: 4,5 и 0,8 г.

4.4.2. Общие сведения о снаряде 9М55К1

Развитие военной техники и тактики ее применения показывает, что в настоящее время главной ударной силой сухопутных войск по-прежнему остаются танковые части и соединения. Необходимость уничтожения бронетанковых сил противника на большом удалении от линии боевого соприкосновения привела к созданию снаряда 9М55К1 (рис. 4.22,б).

Головная часть этого РС снабжена пятью самоприцеливающимися боевыми элементами (СПБЭ), которые имеют двухканальные (двухдиапазонные) инфракрасные датчики цели. СПБЭ обеспечивают пробитие брони толщиной 70 мм с расстояния до 150 м. Математическое ожидание ущерба, наносимого танковой роте при стрельбе батареи из четырех БМ, составляет 58 %.

Контейнер, в котором находятся СПБЭ, выполнен герметично и заполнен осушенным азотом особой чистоты. Это обеспечивает сохранность оптической системы СПБЭ при хранении и эксплуатации.

Команду на вскрытие кассетной ГЧ выдает неконтактный датчик цели, расположенный в носовой части контейнера. Этот датчик по своей сути является радиолокационным высотомером с автономным источником питания.

Для того чтобы СПБЭ имели большее время на поиск и поражение целей, ГЧ отделяется от РЧ и снабжается тормозным парашютом. К моменту выброса СПБЭ ее скорость падает до 200 м/с.

На снаряде 9М55К1 используются двигательная установка, блок системы управления и электронное временное устройство, разработанные для снаряда 9М55К. Такая унификация конечно же снижает его стоимость.

Рассмотрим последовательность функционирования снаряда 9М55К1 (рис. 4.23). Перед стрельбой в бортовую аппаратуру снаряда вводятся данные полетного задания. После проведения режима предстартовой подготовки проходит режим пуска. На начальном участке траектории работает система угловой стабилизации. На пассивном участке траекторин в момент времени $t_{исч}+\Delta t$, где Δt - поправка, вычисленная системой коррекц..и дальности, ЭВУ выдает первую команду по которой происходит разделение ГЧ и РЧ. Головная часть переходит в нестабилизируемый полет и двигательная установка обгоняет ее и уходит вперед. Через 4 с ЭВУ выдает вторую команду, по кото-

рой происходит задействование парашютной системы и ГЧ переходит в стабилизированный полет с потерей скорости. Еще через 4 с с помощью газодинамической системы происходит отделение БСУ и далее через 3 с неконтактный датчик цели начинает посылать зондирующие импульсы, измеряя высоту полета контейнера. Траектория полета становится практически вертикальной. При достижении высоты 500 м НДЦ выдает команду на выход рамы с СПБЭ из контейнера. Боевые элементы разлетаются, образуя крест с расстоянием между элементами 50...80 м.

Через 1,6 с происходит срабатывание парашютной системы и раскрытие лопастей закрутки СПБЭ. Элемент переходит в стабилизированный полет со скоростью 15 м/с и частотой вращения 6...8 об/с, что в комплексе с устаиовкой боевой части и координатора цели под углом 30° к линии подвески обеспечивает осмотр поверхности земли по сходящейся спирали.

При обиаружении цели координатор выдает сигнал на подрыв боевой части. Из медной облицовки образуется поражающий элемент в виде «ударного ядра», метаемый в цель со скоростью 2000 м/с.

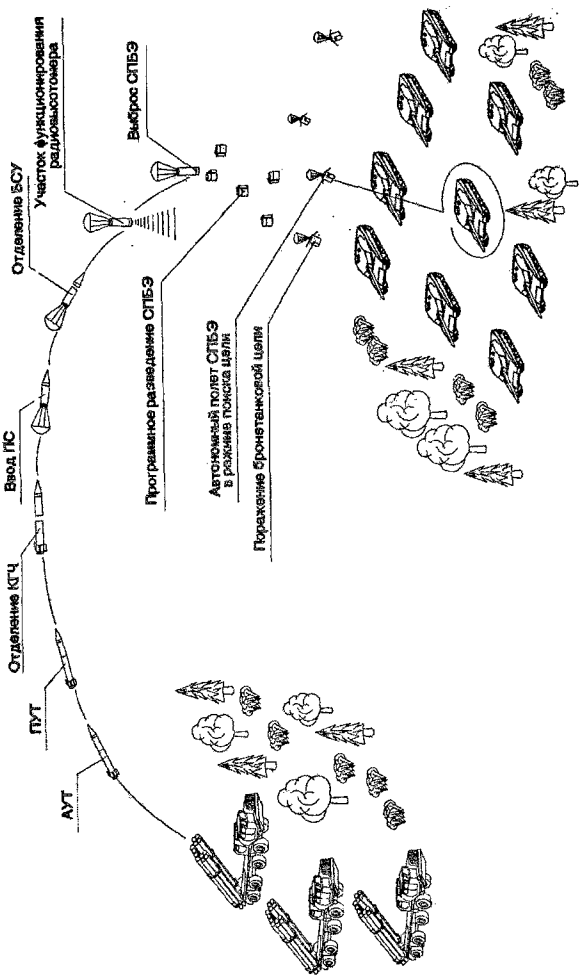


Рис. 4.23. Схема функционирования реактивного снаряда 9М55К1

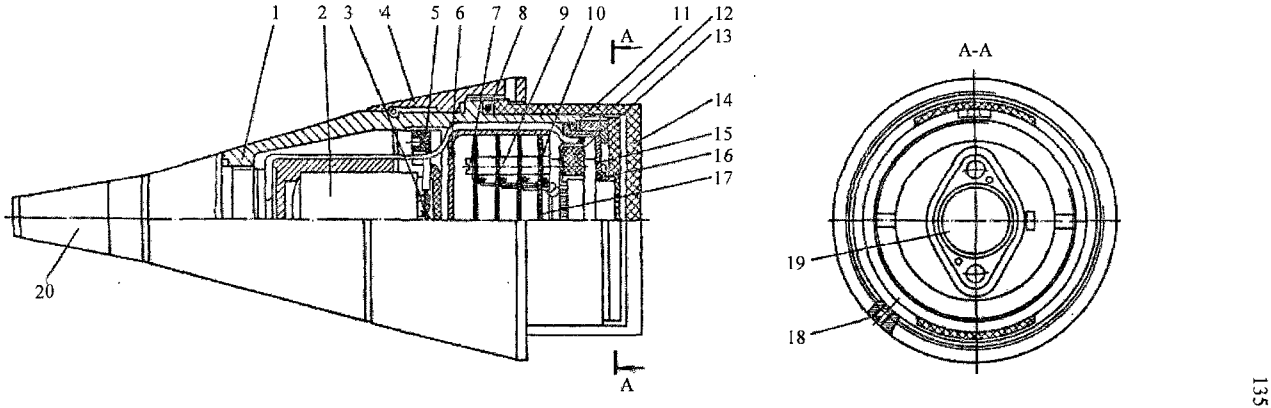


Рис. 4.24. Электронное временное устройство снаряда 9М55К РСЗО «Смерч»:
1 – корпус; 2 – батарея; 3 – предохранитель; 4 – гайка; 5 – кольцо; 6 – экран; 7 – винт; 8, 11 – кольца уплотнительные; 9, 12 – втулки; 10 – плата; 13 – основание; 14, 15 – крышки; 16 – прокладка; 17 – блок электронный; 18 – винт; 19 – разъем; 20 – контактный датчик цели

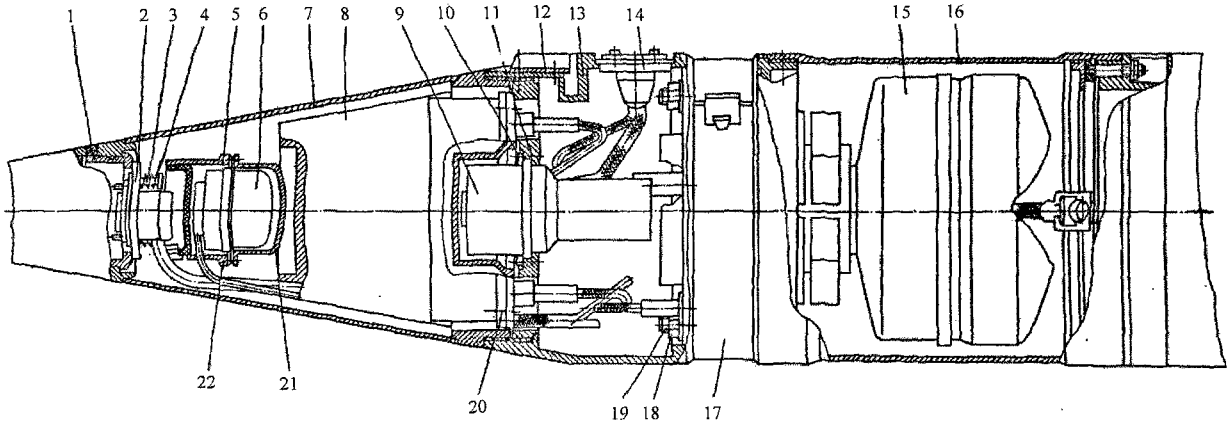


Рис. 4.25. Блок системы управления снаряда 9М55К РСЗО «Смерч»:

1 – втулка; 2 – фланец; 3, 10, 20, 22 – винты; 4 – пружина; 5 – стойка; 6 – источник тока; 7 – колпак; 8 – блок электронной и измерительной аппаратуры; 9 – измеритель угловых перемещений; 11 – кольцо; 12 – ловитель; 13 – основание; 14 – разъем; 15 – двигатель корректирующий; 16 – кожух; 17 – лента; 18 – гайка; 19 – шпилька; 21 – колпак

4 4.3. Устройство агрегатов снарядов РСЗО «Смерч»

4.4.3.1. Электронное временное устройство

Бортовая аппаратура снаряда «Смерч» функционально состоит из системы угловой стабилизации (СУС) и аппаратуры коррекции дальности (АКД).

Конструктивно бортовая аппаратура выполнена в виде двух блоков: электронного временного устройства (ЭВУ) и блока системы управления (БСУ).

ЭВУ (рис. 4.24) выдает команды на коррекцию дальности стрельбы. В снаряде 9М55К по этой команде происходит вскрытие, а в снаряде 9М55К1 – задействование парашютной системы кассетной ГЧ.

Эта команда вырабатывается в ЭВУ в соответствии с исчисленным временем $t_{исч}$ и временной поправкой Δt. Исчисленное время вводится в ЭВУ с наземной аппаратуры подготовки пуска, а поправка поступает в конце АУТ от блока электронной и измерительной аппаратуры 8 (рис. 4.25). Если модуль поправки Δt превышает 9,5 с, то команда на срабатывание механизма раскрытия ГЧ (или задействование парашютной системы) выдается в соответствии только с $t_{исч}$.

ЭВУ (рис. 4.24) состоит из корпуса 1, электронного блока 17, батареи 2, разъема 19 с крышкой 14, контактного датчика цели (КДЦ) 20. КДЦ на рассматриваемых снарядах не используется.

4.4.3.2. Блок системы управления

БСУ предназначен для измерения угловых отклонений снаряда относительно заданного направления и выработки в соответствии с этой информацией команд на обеспечение угловой стабилизации снаряда на начальном участке траектории, измерения ускорения, действующего вдоль продольной оси снаряда, вычисления и ввода в ЭВУ временной поправки к времени вскрытия ГЧ, зависящей от величины продольного ускорения снаряда, времени начального участка траектории и данных полетного задания (ДПЗ), введенных в БСУ от аппаратуры дистанционного ввода (АДВ) при предстартовой подготовке.

БСУ (рис. 4.25) состоит из следующих основных частей:

1) корпуса, состоящего из колпака 7, основания 13 и кожуха 16;
2) источника тока 6;
3) блока электронной и измерительной аппаратуры (БЭИА) 8;
4) измерителя угловых перемещений (ИУП) 9;
5) двигателя корректирующего (ДК) 15.

Источник тока 6 крепится на стойке 5 четырьмя винтами 22, предназначен для питания в полете постоянным током БА и представляет собой химический источник тока одноразового использования.

БЭИА функционально делится на следующие составные части:

– аппаратура коррекции дальности (АКД);
– усилитель-преобразователь (УП);
– устройство запуска (УЗ).

БЭИА предназначен для решения следующих задач:

1) приема данных полетного задания от АДВ; измерения ускорения, действующего вдоль продольной оси снаряда, вычисления по полученной информации временной поправки к введенному перед стартом в ЭВУ времени и обеспечения ввода этой поправки в ЭВУ;
2) преобразования сигналов от ИУП в управляющие сигналы, подаваемые на исполнительные органы ДК;
3) обеспечения требуемых параметров электропитания ИУП;
4) выработки сигнала на запуск порохового аккумулятора давления (ПАД) ДК и измерении времени АУТ.

Со стороны БЭИА установлен колпак 21, служащий тепловым экраном.

БЭИА 8 выполнен в виде усеченного конуса, на большем основании которого установлены вилки, обеспечивающие электрическую связь с другими частями БА. БЭИА крепится в посадочном месте основания 13 винтами 20.

ИУП является чувствительным элементом СУС и предназначен для измерения параметров углового движения снаряда с выдачей информации в виде электрических сигналов в УП БЭИА.

ИУП 9 выполнен в виде отдельного блока и крепится к основанию 13 с помощью кольца 11 и четырех винтов 10.

ДК предназначен для создания сил (газовых струй), действующих перпендикулярно продольной оси снаряда в двух взаимно перпендикулярных каналах (плоскостях) управления и создающих управляющие моменты в соответствии с управляющими сигналами от УП БЭИА.

ДК 15 крепится к основанию 13 БСУ с помощью четырех шпилек 19, гаек 18.

Втулка 1, фланец 2 и подпружиненный винт 3 предназначены для надежной стыковки разъемов ЭВУ и БСУ.

Ловитель 12 является направляющей для штыря механизма стыковки (расстыковки) отрывных разъемов 14 БСУ и направляющей БМ.

4.4.3.3. Кассетная ГЧ осколочного действия

Кассетная ГЧ осколочного действия (рис. 4.26) состоит из оболочки 12, рамы 8, направляющих 13, заряда вскрытия 18, шести зарядов воспламенительных 6 (два из них закреплены на фланце 7 и четыре на штанге 14), четырех зарядов передаточных 11, разрывных болтов 17, зарядов отделения 23 и компенсатора 10.

Оболочка 12 представляет собой тонкостенную трубу, обеспечивающую размещение в ней элементов конструкции ГЧ.

Рама 8 выполнена сварной и состоит из кольца стыковочного 3, диафрагмы 9, штанги 14 и диска 16.

Кольцо стыковочное 3 с помощью шести шпилек 26 и гаек 4 обеспечивает соединение рамы 8 с БСУ 1.

Соединение рамы с оболочкой обеспечивается с помощью четырех разрывных болтов 17 и кольца 19.

В раме 8 между диафрагмой 9 и диском 16 размещается восемь направляющих 13. Направляющая выполнена в виде тонкостенной трубы с отверстиями диаметром 20 мм и в ней размещается девять боевых элементов (БЭ) 21, заряд отделения 23, стакан 22, устройство разделения отсеков (УРО) 25.

Крепление БЭ 21 в направляющих 13 осуществляется с помощью стакана 20 и кольца 24.

Требуемое значение массы КГЧ обеспечивается компенсаторами 10, устанавливаемыми в штанге 14.

В передней части рамы между фланцем 7 и диском 2 крепится предохранительно-исполнительный механизм (ПИМ) 5.

ПИМ предназначен для выдачи воспламенительного импульса на задействование воспламенительных зарядов 6 головной части.

УРО 25 предназначено для задействования вышибных зарядов в направляющих после их выброса из ГЧ.

Время срабатывания УРО (4 ± 1) с.

БЭ 21 является поражающим элементом РС 9М55К и имеет следующие технические данные: диаметр 69 мм, длина 270 мм, масса 1,82 кг.

Взрыватель БЭ контактного действия с механизмами дальнего взведения и самоликвидации, предназначен для выдачи детонационного импульса на разрывной заряд БЭ при встрече с преградой или по достижении времени самоликвидации.

Взрыватель имеет следующие технические данные:
время дальнего взведения 5,5 - 10 с, время самоликвидации 110 с.

Действие головной части состоит в следующем. В заданной точке траектории по команде от ЭВУ срабатывает ПИМ 5 (рис. 4.26) и выдает огневой импульс на два воспламенительных заряда 6. От давления продуктов сгорания воспламенительного заряда, заполнивших объем стыковочного кольца 3, через отверстие в диафрагме 9 происходит задействование четырех передаточных зарядов 11, при срабатывании которых взводятся взрыватели БЭ, задействуются УРО 25 в направляющих 13 и заряд вскрытия 18.

При срабатывании заряда вскрытия 18 разрушаются разрывные болты 17 и рама 8 с направляющими 13 выбрасывается из оболочки 12. Под действием центробежных сил вращения и набегающего потока воздуха происходит разброс направляющих.

Через (4 $\pm$ 1) с по истечении времени горения пиротехнического замедлителя срабатывает петарда УРО 25 и задействуется заряд отделения 23, от срабатывания которого происходит выброс БЭ 21 из направляющих. После выброса БЭ из направляющих осуществляется раскрытие лопастей и начинается ориентированный вертикально к земле полет БЭ к цели. При встрече с преградой происходит срабатывание взрывателя и подрыв БЭ.

4.4.3.4. Кассетная ГЧ с самоприцеливающимися БЭ

Кассетная ГЧ состоит из боевого отсека (БО) 6 (рис. 4.27) и парашютного отсека (ПО) 29.

В состав БО входят:

- неконтактный датчик цели (НДЦ), состоящий из радиоблока 52 и источника питания 39,
- пять самоприцеливающихся боевых элементов (СПБЭ) 41,
- предохранительно-исполнительный механизм (ПИМ) 14,
- устройство разделения отсеков (УРО) 5,
- вышибные заряды 4, 12, 13, 28.

Боевой отсек состоит из тонкостенной цилиндрической оболочки с приваренным к ней переходником 18, балласта 1 и переходного кольца 2, скрепленных с оболочкой БО при помощи шпоночного соединения, включающего в себя вкладыши 48 и 50, сепаратор 3, поршень 51, диск передний 47 рамы 45.

Поршень 51 опирается своим фланцем на сепаратор 3 и прикреплен к нему двумя разрывными шпильками 54, удерживая от радиального перемещения вкладыши 50. Вкладыши 48 установлены в кольцевую проточку оболочки БО 6 и пазы, выполненные на цилиндрической юбке переднего диска 47. От радиального перемещения вкладыши 48 зафиксированы переходным кольцом 2.

Соединение переходного кольца 2 с несущей оболочкой БО обеспечено следующим образом:

Вкладыши 50 установлены в кольцевую проточку переходного кольца 2 и в пазы, выполненные в сепараторе 3. При затягивании гайки 49 происходит перемещение сепаратора 3 совместно с вкладышами 50 и переднего диска 47 совместно с вкладышами 48 до фиксации вкладышей 48 и 50 на конических поверхностях кольцевых проточек БО 6 и переходного кольца 2 соответственно.

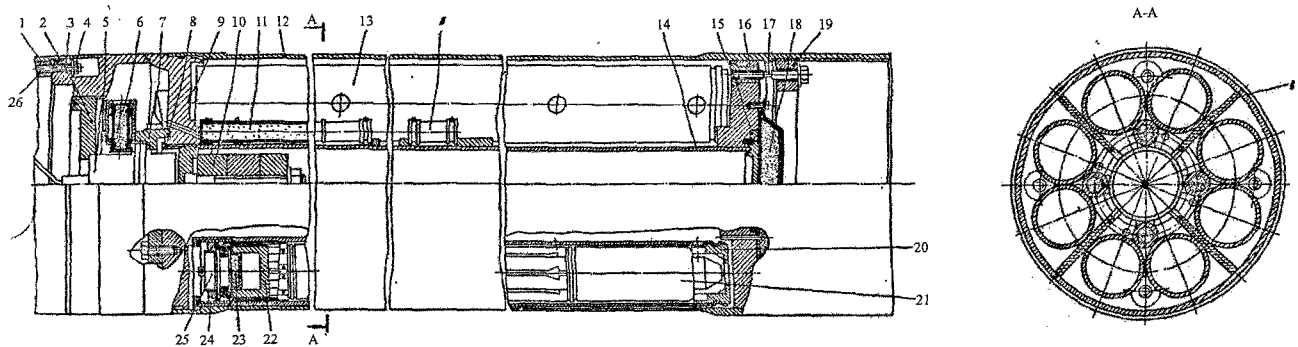


Рис. 4.26. Кассетная головная часть осколочного действия снаряда 9М55К РСЗО «Смерч»:
1 – блок системы управления; 2 – диск; 3 – кольцо стыковочное; 4 – гайка; 5 – предохранительно –исполнительный механизм; 6 – заряд воспламенительный; 7 – фланец; 8 – рама; 9 – диафрагма; 10 – компенсатор; 11 – заряд передаточный; 12 – оболочка; 13 – направляющая; 14 – штанга; 15 – вкладыш; 16 – диск; 17 – болт разрывной; 18 – заряд вскрытия; 19 – кольцо; 20 – стакан; 21 – элемент боевой; 22 – стакан; 23 – заряд отделения; 24 – кольцо; 25 – устройство разделения отсеков; 26 – шпилька

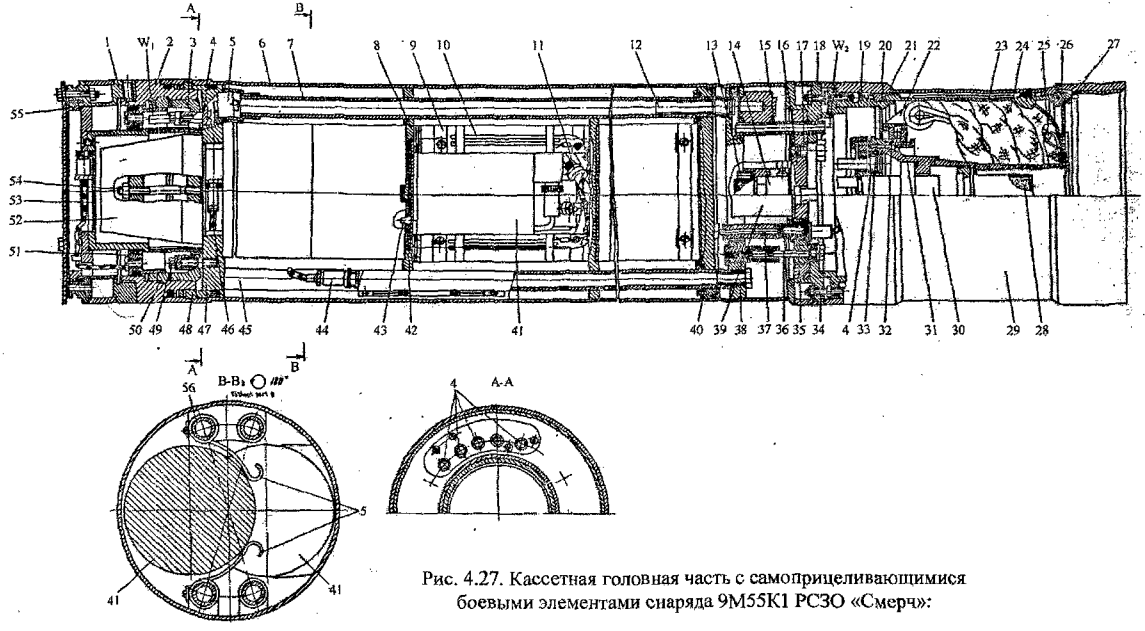


Рис. 4.27. Кассетная головная часть с самоприцеливающимися боевыми элементами снаряда 9М55К1 РСЗО «Смерч»:

1 – балласт; 2 – кольцо переходное; 3 – сепаратор; 4 – заряд вышибной; 5 – устройство разделения отсеков; 6 – боевой отсек; 7 – газовод; 8 – диафрагма; 9 – лента; 10 – тросик; 11 – разъем; 12 – заряд промежуточный вышибной; 13 – заряд вышибной; 14 – предохранительно – исполнительный механизм; 15 – труба газоводная; 16 – дно; 17 – болт; 18, 19 – переходники; 20 – вкладыш; 21 – корпус; 22 – фланец; 23 – контейнер тонкостенный; 24 – система парашютная; 25 – кольцо; 26 – вкладыш; 27 – дно; 28 – заряд вышибной; 29 – парашютный отсек; 30 – предохранительно –исполнительный механизм; 31 – поршень; 32 – подшипник упорный; 33 – механизм ползунковый; 34 – шпилька; 35 – болт разрывной; 36 – винт; 37 – толкатель; 38 – кольцо; 39 – источник питания; 40 – диск задний; 41 – самоприцеливающийся боевой элемент; 42 – прокладка; 43 – фиксатор; 44 – разъем; 45 – рама; 46 – жгут; 47 – диск передний; 48 – вкладыш; 49 – гайка; 50 – вкладыш; 51 – поршень; 52 – радиоблок; 53 – кожух; 54 – шпилька разрывная; 55 – гайка; 56 – труба; 57 – пружина; W_1,W_2 – объемы

Внутренний объем БО герметичен и заполнен азотом или осушенным воздухом.

Рама 45 состоит из переднего диска 47 и кольца 38, связанных между собой четырьмя трубами 56, одна из которых является газоводом 7. В свою очередь кольцо 38 рамы 45 связано с дном 16 разрывными болтами 35. К переднему диску 47 рамы прикреплен радиоблок 52, закрытый от воздействия пороховых газов кожухом 53, закрепленным гайкой 55.

В газоводе 7 размещен промежуточный вышибной заряд 12, газодинамически связанный с объемом W_2 при помощи газоводной трубки 15.

Против газовода 7 установлено УРО 5, газодинамически связанное с четырьмя вышибными зарядами 4 при помощи газоводных каналов. Вышибные заряды закреплены на переднем диске 47 и расположены в объеме W_1 поршня 51.

СПБЭ 41 установлены в раме 45 при помощи диафрагм 8, при этом каждый последующий СПБЭ повернут на 180° относительно предыдущего.

СПБЭ собраны в раме 45 в единый пакет при помощи заднего подвижного диска 40 и толкателей 37.

На внутренней поверхности дна 16 закреплен источник питания 39 неконтактного датчика цели, а также ПИМ 14 и связанный с ним вышибной заряд 13, предназначенные для выброса рамы с СПБЭ 41 из боевого отсека 6.

Обеспечение электрических связей ЭВУ с ПИМ 30, радиоблока 52 с источником питания 39 и ПИМ 14 осуществлено системой жгутов.

Парашютный отсек 29 (рис. 4.28) прикреплен к БО 6 через переходник 18 при помощи шпилек 34. Парашютный отсек состоит из корпуса 21, внутри которого размещены: вкладыши 20 и фланец 22 с упорным подшипником 32; тонкостенный контейнер 23 с парашютной системой 24; шпоночный механизм разделения КГЧ и РЧ, состоящий из вкладышей 26 и дна 27; ползунковый механизм 33, вводящий в действие парашютную систему; ПИМ 30; вышибной заряд 28 и шесть вышибных зарядов 4.

Неконтактный датчик цели (НДЦ) предназначен для выдачи электрического импульса на ПИМ 14 при достижении заданной высоты над целью.

Конструктивно НДЦ выполнен в виде двух блоков: радиоблока 52 и источника питания 39.

Радиоблок вырабатывает и излучает радиочастотный сигнал, принимает и анализирует сигнал, отраженный от поверхности преграды и на заданной высоте выдает электрический импульс для срабатывания ПИМ 14.

Источник питания 39 обеспечивает подачу напряжения на радиоблок 52. Задействование источника питания происходит при срабатывании вышибных зарядов 4.

В электрической схеме радиоблока предусмотрена электронная задержка, исключающая возможность излучения радиосигнала до момента отделения БСУ.

ПИМ 14 боевого отсека 6 предназначен для выдачи воспламенительного импульса на задействование вышибного заряда узла вскрытия БО КГЧ при поступлении электрической команды от НДЦ.

СПБЭ предназначен для поражения сверху бронированной техники, имеющей положительный тепловой контраст относительно подстилающей поверхности.

СПБЭ состоит из боевой части (БЧ), координатора цели (КЦ), предохранительно-исполнительного механизма (ПИМ), парашютного отсека с парашютной системой.

БЧ предназначено для формирования компактного поражающего элемента.

КЦ представляет собой пассивный оптико-электронный прибор.

Оптико-приемный блок обеспечивает прием теплового излучения от цели и преобразование принимаемого излучения в электрический сигнал, передаваемый в электронный блок.

Основной задачей электронного блока является выдача команды на ПИМ СПБЭ для подрыва БЧ в момент нахождения цели в поле зрения КЦ. Кроме этого электронный блок выдает команду на запуск цепи самоликвидации.

ПИМ СПБЭ предназначен для подрыва БЧ по команде с КЦ или по достижении времени самоликвидации.

Парашютная система предназначена для обеспечения заданного закона движения СПБЭ.

При полете снаряда 9М55К1 в заданной точке траектории (по истечении времени $T_{исч.} \pm \Delta T$) по команде ЭВУ срабатывает электровоспламенитель первого канала ПИМ 30 (см. рис. 4.29) и выдает огневой импульс на вышибной заряд 28. Под действием давления продуктов сгорания происходит отстрел РЧ.

По истечении требуемого времени поступает вторая команда от ЭВУ на второй канал ПИМ 30, огневой импульс которого задействует вышибные заряды 4, расположенные в контейнере парашютного отсека 29. Давлением продуктов сгорания этих вышибных зарядов производится вскрытие контейнера парашютной системы и ввод ее в действие.

Одновременно задействуется УРО 5, запускается источник питания 39 НДЦ и взводится ПИМ 14.

По истечении времени замедления срабатывает УРО 5, которое задействует вышибные заряды 4, расположенные на переднем диске рамы КГЧ. Происходит отстрел БСУ от КГЧ. Затем НДЦ начинает излучать зондирующий сигнал в направлении земли для определения высоты БО.

При достижении заданной высоты НДЦ выдает электрический сигнал на ПИМ 14. Срабатывает ПИМ 14 и задействует вышибной заряд 13. Под воздействием давления продуктов сгорания происходит выброс СПБЭ из БО. Далее происходят раскрытие парашютной системы СПБЭ и его ориентированный полет в поиске цели. При обнаружении цели происходят инициирование взрывчатого вещества БЧ и метание поражающего элемента в цель.

В случае отсутствия цели в зоне осмотра КЦ или ее пропуска ПИМ срабатывает по сигналу самоликвидации, обеспечивая подрыв СПБЭ на земле.

4.4.3.5. Ракетная часть

Ракетная часть включает в себя двигатель и блок стабилизаторов (см. рис. 4.28). Двигатель состоит из камеры сгорания, сопла, топливного заряда и системы воспламенения.

Камера сгорания выполнена в виде двух свинчивающихся труб головной 7 и хвостовой 10. В переднюю часть головной трубы ввинчивается дно 2. Внутренняя поверхность дна защищена от нагрева вкладышем 3. На внешней поверхности установлен весовой компенсатор 1. На внутренние поверхности труб нанесен защитно-крепящий слой 6. На концевых участках труб установлены раскрепляющие манжеты 4. Для обеспечения герметичности камеры сгорания резьбовые соединения свинчиваются на герметике.

Сопло сверхзвуковое, профилированное. Оно включает в себя конус 11, графитовый вкладыш 18 и раструб 27. Защита от нагрева осуществляется с помощью вкладышей 13 и 28, выполненных из пресс-материала. К конусу приварены два ведущих штифта 12.

Топливный заряд состоит из головной 5 и хвостовой 9 секций. Секции устанавливаются в соответствующих трубах камеры сгорания методом вакуумной заливки, образуя заряд прочноскрепленный со стенками труб. Поперечные сечения секций заряда приведены на рис. 4.29.

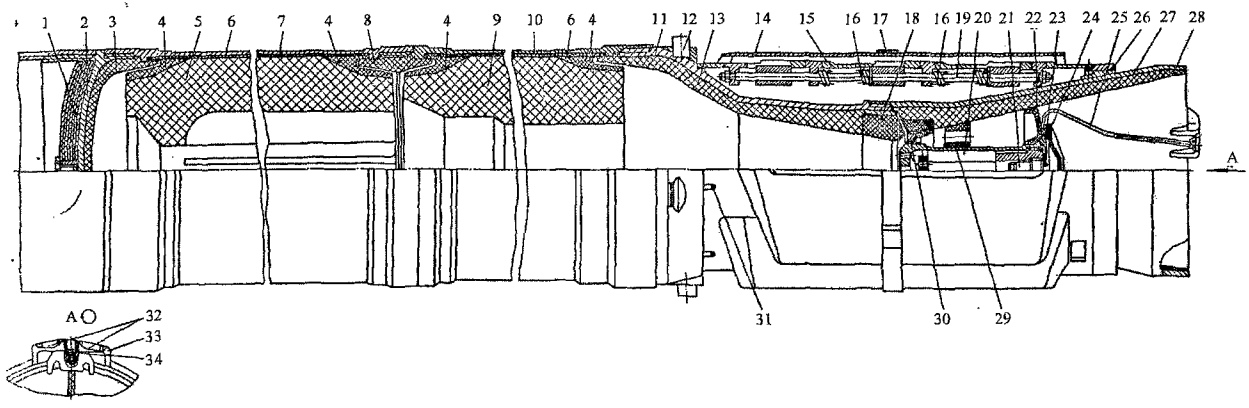


Рис. 4.28. Ракетная часть снаряда 9М55К РСЗО «Смерч»:

1 – компенсатор; 2 – дно; 3, 8, 13, 18, 28 – вкладыши; 4 – манжета; 5 – секция заряда; 6 – покрытие теплозащитное; 7 – труба головная; 9 – секция заряда; 10 – труба хвостовая; 11 – конус; 12 – штифт ведущий; 14 – лопасть; 15 – основание; 16 – пружина; 17 – кольцо; 19 – ось; 20 – заряд воспламенительный; 21 – электровоспламенитель; 22 – заглушка сопловая; 23 – крышка; 24 – втулка; 25 – жгут; 26 – кольцо поджимное; 27 – раструб; 29 – устройство пусковое; 30 – гайка форсажная; 31 – штифт; 32 – контакт; 33 – колодка контактная; 34 – винт

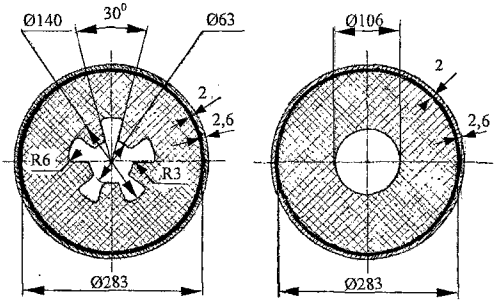


Рис. 4.29. Поперечные сечения камеры сгорания двигателя РС РСЗО «Смерч» по головной и хвостовой трубам.

Система воспламенения состоит из пускового устройства 29, контактной колодки 33 и сопловой заглушки 22. В пусковом устройстве расположен воспламенительный заряд 20, состоящий из семи бесканальных шашек, и втулка 24 с двухпроводным защищенным электровоспламенителем 21. Контакты 32 колодки 33 соединены с контактами электровоспламенителя жгутом 25. Соединение жгута с контактами электровоспламенителя закрыто крышкой 23.

Блок аэродинамических стабилизаторов состоит из основания 15, в окнах которого на осях 19 установлены шесть складывающихся лопастей 14, раскрывающихся и стопорящихся под действием пружин 16. В сложенном положении лопасти удерживаются кольцом 17.

Принцип действия РЧ состоит в следующем. При подаче на контакты колодки электрического импульса с АПБМ срабатывает электровоспламенитель и задействует воспламенительный заряд, который в свою очередь воспламеняет пороховой заряд. Под действием давления пороховых газов разрушается форсажная гайка и заглушка с деталями системы воспламенения выбрасываются из раструба. Начинается истечение пороховых газов через сопло. При достижении необходимой величины реактивной тяги срабатывает стопор направляющей БМ, происходит страгивание снаряда и движение его по направляющей. При этом срезается винт крепления контактной колодки и снимается кольцо со стабилизаторов РЧ.

Вращательное движение снаряда обеспечивается за счет взаимодействия двух ведущих штифтов РЧ с винтовыми пазами направляющей БМ.

При выходе снаряда из направляющей БМ происходит раскрытие лопастей стабилизатора под действием пружин.

Вращательное движение снаряда поддерживается за счет установки лопастей под углом к продольной осн снаряда.

Глава 5. Зарубежные РСЗО

До середины 60-х годов проектирование и производство РСЗО производилось практически только в СССР. Успешное применение системы «Град» в локальных войнах (Ближний Восток, Индокитай, Африка) снискало ей известность, соизмеримую с популярностью автомата Калашникова. По данным английского института стратегических исследований РСЗО «Град» находится на вооружении в 43 странах.

Результаты боевого использования системы «Град» не оставили равнодушными военных специалистов стран НАТО и других ведущих государств мира. В последние 25...30 лет в разработку РСЗО включились США, ФРГ, Франция, Италия, Израиль, Япония, Испания, Бразилия и другие страны. В настоящее время число стран, разрабатывающих или эксплуатирующих РСЗО, превышает 50.

Тактико-технические характеристики некоторых зарубежных РСЗО приведены в табл. 5.1. Сравнивая отечественные РСЗО с зарубежными, можно заметить, что наши системы превосходят конкурентов по точности и кучности стрельбы, по могуществу действия у цели, но несколько уступают некоторым зарубежным системам по степени автоматизации боевых машин и по времени заряжания. Уменьшение времени заряжания достигнуто за счет использования пакетного принципа, в соответствии с которым на БМ при заряжании устанавливаются одноразовые пакеты направляющих с находящимися в них снарядами. Рассмотрим более подробно некоторые зарубежные РСЗО.

Таблица 5.1
Тактико-технические характеристики зарубежных РСЗО

РСЗО	Калибр, мм	Максимальная дальность, км	Масса снаряда, кг	Масса головной части, кг	Количество направляющих, шт.
1	2	3	4	5	6
MLRS (США)	227/240	32/40	310/258	159/107	12
LARS-2 (ФРГ)	110	14,7	35	17,3	36
LAR-160 (Израиль)	160	30	110	50	36
MAR-290 (Израиль)	290	70	600	320	4
Фирос-6 (Италия)	51	6,5	4,8	2,2	48
Фирос-25 (Италия)	122	25	52,4	17,3	40
Фирос-30 (Италия)	122	34	65,6	26	40
RAFALE (Франция)	147	30	78	19	30
RAP-14 (Франция)	138	16	52	19	21
Тип 75 (Япония)	130	15	43	15	30

Окончание табл. 5.1

1	2	3	4	5	6
Валькирия (ЮАР)	127	22	53	17,8	24
Теруэль-3 (Испания)	140	25	73,9	18,6	40
ASTROS-2 (Бразилия)	127/180/30	30/35/60	58/152/595	—	32/16/4
Х-20 (Бразилия)	180	25	120	40	3
Х-40 (Бразилия)	300	68	654	147	3
Памперо (Аргентина)	105	11	28	10,5	—
SAPBA-1 (Аргентина)	127	18	54	18	—

5.1. Реактивная система залпового огня MLRS

Реактивная система MLRS разработана в США и принята на вооружение армии в 1983 г., т.е. через 7 лет после появления отечественной системы «Ураган». Предполагается, что она будет состоять на вооружении сухопутных войск США, европейских стран НАТО, а также, возможно, Японии и ряда стран Азии и Африки вплоть до 2010 г.

РСЗО MLRS включает в себя самоходную пусковую установку (ПУ), по нашей терминологии – боевую машину (БМ), транспортно-заряжающую машину (ТЗМ) и реактивные снаряды в транспортно-пусковых контейнерах (ТПК).

Ходовая часть ПУ (рис. 5.1) представляет собой шасси универсального гусеничного транспортера, созданного на базе американской боевой машины пехоты М2 «Бредли» (колесная формула 8×8).

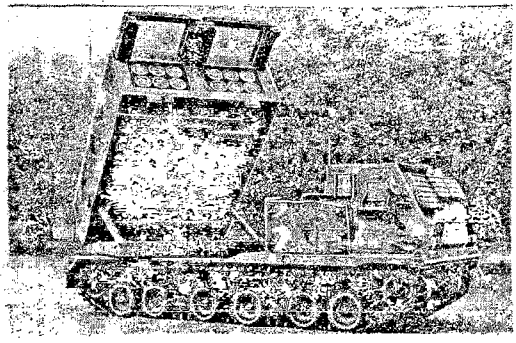


Рис. 5.1. Пусковая установка американской РСЗО MLRS

В артиллерийскую часть ПУ входят неподвижное основание, поворотная платформа с установленной на ней качающейся частью, механизмы заряжания и наведения. На качаю

щейся части закреплена бронированная коробчатая ферма, в которой при заряжании устанавливается два снаряженных ТПК одноразового действия.

ТПК представляет собой пакет из шести трубчатых стеклопластиковых направляющих, размещенных в два ряда в коробчатом корпусе, изготовленном из алюминиевого сплава. Предстартовой подготовки снаряда практически не требуется.

В бронированной кабине БМ находится расчет (командир, оператор и механик-водитель), а также размещаются аппаратура управления огнем и средства связи. Бортовая аппаратура управления огнем обеспечивает непрерывное определение координат БМ, вычисление исходных данных для стрельбы, ведения огня и замену транспортно-пусковых контейнеров.

Транспортно-заряжающая машина (рис. 5.2) представляет собой 10-тонный автомобиль высокой проходимости М985 (колесная формула 8×8) с прицепом. В кузове автомобиля смонтирован подъемно-поворотный кран грузоподъемностью 2,5 т. Перезаряжание может производиться одним номером расчета за 5...6 мин.

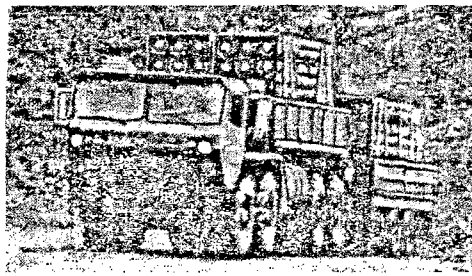


Рис. 5.2. Транспортно-заряжающая машина РСЗО MLRS

На машине и прицепе размещаются по четыре ТПК. Обычно одной ПУ придаются две ТЗМ. Таким образом, возимый боекомплект одной ПУ, включая ее 12 снарядов, составляет 108 РС.

Боеприпасами системы MLRS являются снаряды с кумулятивно-осколочными боевыми элементами (КОБЭ), снаряды с самоприцеливающимися боевыми элементами (СПБЭ) и снаряды с противотанковыми минами (табл. 5.2). Модернизированная ПУ (рис. 5.3) позволяет производить пуск двух оперативно-тактических ракет ATACMS.

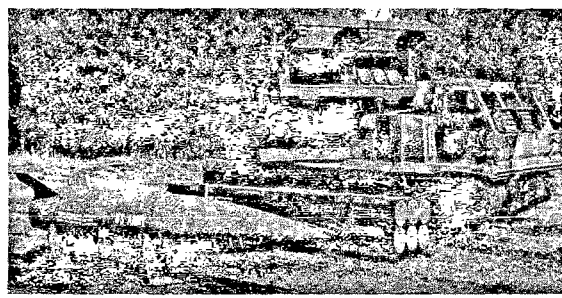


Рис. 5.3. Пусковая установка MLRS с транспортно-пусковым контейнером и ОТР ATACMS

Таблица 5.2

Тактико-технические характеристики боеприпасов MLRS

Боеприпас	Калибр, мм	Масса, кг	Дальность стрельбы, км		Число БЭ, шт.	Масса БЭ, кг	Бронепробитие, мм
			min	max			
РС с КОБЭ	227	310	10	32	644	0,23	70
РС с противотанковыми минами	240	258	10	40	28	2,3	160
РС с СПБЭ	240	—	10	35	6	14,5	100
ОТР ATACMS с противотанковыми минами	610	1670	—	135	950	—	—

В снарядах MLRS используются СПБЭ типа SADARM. В кассетной ГЧ размещается шесть боевых элементов. Масса каждого СПБЭ составляет 16,6 кг, диаметр - 175 мм, длина - 203 мм. На нем установлен комбинированный датчик цели, работающий в радиолокационном и в двух ИК-диапазонах. Радиус зоны обзора составляет 75 м. На СПБЭ установлена боевая часть типа «ударное ядро» с танталовым поражающим элементом. При подрыве заряда он разгоняется до скорости 2440 м/с и обеспечивает пробитие брони толщиной 100 мм.

В качестве самонаводящихся боевых элементов (СНБЭ) на РС MLRS предполагается использование боевых элементов типа BAT. Генеральный подрядчик разработки – корпорация «Нортроп». В головной части снаряда MLRS устанавливается три СНБЭ, в ГЧ ракеты ATACMS – 12 элементов.

Масса СНБЭ составляет 20 кг, его диаметр - 140 мм, длина - 914 мм. Он снабжен комбинированной (акустической и двухдиапазонной ИК) головкой самонаведения. Двухдиапазонный ИК датчик располагается в носовой части БЭ, а микрофон акустического канала - в тонких штырях, установленных на концах крыльев и сильно выступающих вперед. На цилиндрической части корпуса между крыльями расположен датчик параметров воздушного потока, знание которых позволяет решать задачу шумоподавления. На начальном этапе поиска работает только акустический канал, затем оба датчика работают параллельно. Цель должна двигаться или стоять с работающим двигателем.

На СНБЭ BAT установлена тандемная кумулятивная боевая часть, пробивающая броню до 600 мм толщиной.

Боевой элемент выполнен по нормальной аэродинамической схеме, имеет цилиндрический корпус с каплевидным носовым утолщением, четыре крыла и четыре руля. Аэроди-

намические плоскости складывающиеся. В полете СНБЭ проворачивается относительно продольной оси.

Стоимость ВАТ при объеме серии 10 тыс. изделий составляет 17 тыс. долларов в ценах 1992 г. По критерию эффективность/стоимость он превосходит шведский СНБЭ «Арт-Стрикс» и англо-французский TGW. Вероятность поражения цели этими БЭ составляет 0,6...0,8 при дальности захвата цели 800...1000 м.

5.2. Реактивная система залпового огня «Ларс»

На вооружении бундесвера ФРГ стоит 110-мм система «Ларс», которая усиленно модернизируется (рис. 5.4).

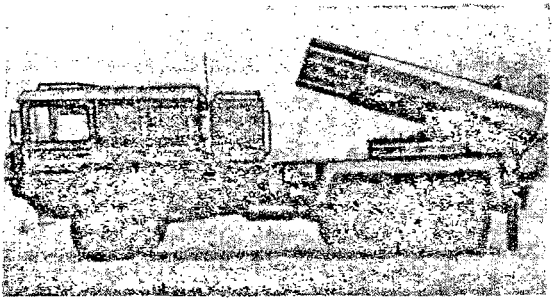


Рис. 5.4. Германская РСЗО «Ларс-2»

Артиллерийская часть пусковой установки смонтирована на 7- тонном трехосном автомобиле повышенной проходимости. Кабина и направляющие БМ бронированы. На огневой позиции задняя часть шасси вывешивается на винтовых домкратах вручную.

Боеприпасами системы «Ларс» являются снаряды с осколочно-фугасными и кассетными головными частями.

Осколочно-фугасная ГЧ содержит 5000 готовых осколков шаровой формы, имеющих убойный интервал (при действии по живой силе) около 60 м.

Кассетные ГЧ снаряжаются или восемью противогусеничными минами АТ-1 или пятью противодищевыми минами АТ-2.

Стрельба РСЗО «Ларс» производится с сокращенной подготовкой исходных данных, поэтому точности определения координат цели и метеообеспечению придается большое значение. Топографическое отделения на огневой позиции провешивает основное направление стрельбы с точностью ± 00-01 делений угломера (0,36 ^{0}) и определяет координаты ПУ с точностью ± 30 м. Эти данные передаются на пункт управления огнем батареи, где происходит подготовка исходных данных стрельбы для каждой ПУ с учетом отклонения условий стрельбы от табличных. При таком способе подготовки исходных данных отклонение центра группирования залпа от центра цели составляет до 2% от дальности стрельбы.

Повышение точности стрельбы достигается применением пристрелочных снарядов, в ГЧ которых смонтированы рефлекторы, и радиолокационной станции управления огнем артиллерии FERA.

Открытие огня осуществляется в следующей последовательности:

– по координатам огневой позиции основной ПУ и цели с учетом метеорологических и баллистических условий, система управления огнем FERA рассчитывает исходные установки для стрельбы и передает их по радио на основную ПУ;
– основная ПУ производит пуск одного пристрелочного снаряда;
– РЛС следит за 2/3 траектории этого снаряда, а вычислительное устройство определяет отклонение действительной траектории от расчетной;
– для пристрелки всех ПУ взвода производится еще три пуска пристрелочных снарядов остальными тремя ПУ, на основании которых система FERA вырабатывает окончательные установки для стрельбы взвода;
– открывается стрельба на поражение.

Батарея РСЗО «Ларс» состоит из двух огневых взводов, т.е. содержит восемь пусковых установок с 36 направляющими каждая. Одним залпом батарея может поражать цели на площади до 100 га. Две батареи этой системы входят в состав дивизионного артполка.

К недостаткам РСЗО «Ларс» относится сравнительно небольшая дальность стрельбы, составляющая 14,7 км. В настоящее время для нее создан снаряд с двигателем на высокоимпульсном твердом топливе, обеспечивающий дальность стрельбы около 20 км.

5.3. Реактивные системы залпового огня Израиля

С 1984 г. в Израиле принята на вооружение и серийно производится РСЗО LAR-160 (рис. 5.5). В качестве ходовой базы используется шасси французского легкого танка AMX-13. Пусковая установка имеет два пакета по 18 трубчатых направляющих. Кроме пусковых установок, в состав батареи LAR-160 входят машины подвоза боеприпасов, автомобильный кран для перезаряжания ПУ и система управления огнем FERA.

Пакеты направляющих представляют собой стеклопластиковые трубки, скомпонованные по плотной «сотовой» упаковке и объединенные в единые блоки. На ПУ устанавливаются два пакета по 18 направляющих. Пакеты снаряжаются и герметизируются на заводе-изготовителе.

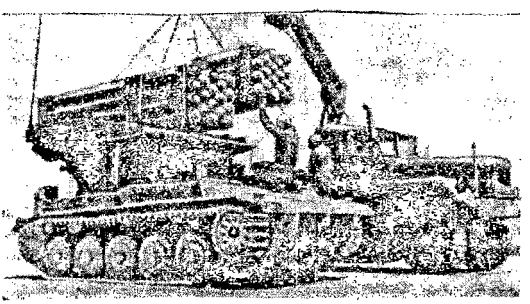


Рис. 5.5. Израильская РСЗО LAR-160

Артиллерийская часть ПУ выполнена автономной и может устанавливаться на различные ходовые базы, как гусеничные, так и колесные. Количество направляющих при этом может быть переменным (18, 26, 36 или 50).

В боекомплект системы LAR-160 входят РС четырех типов, отличающиеся головными частями. Одна из них - кассетная, снаряженная 144 кумулятивно-осколочными боевыми элементами M77 американской разработки.

5.4. Реактивные системы залпового огня Италии

Сухопутные войска Италии оснащаются тремя типами реактивных систем: «Фирос-6», «Фирос-25» и «Фирос-30».

Легкая «Фирос-6» (рис. 5.6) предназначена для действий в специфических условиях (горно-лесистой или пустынной местности, в тропиках и т.п.). Пусковая установка этой системы имеет 48 направляющих и монтируется на легкой колесной базе (бронетранспортер «Фиат 661А» или автомобиль «Фиат 1107А»). Дальность стрельбы этой системы невелика и составляет всего 6,5 км, масса снаряда - 4,8 кг.

РСЗО «Фирос-25» размещена на шасси трехосного автомобиля. Масса боевой машины составляет 12 т, расчет - 3 человека. ПУ содержит два пакета направляющих, по 20 труб в каждом. В боекомплект входят РС с осколочно-фугасными и кассетными головными частями. Кассетные головные части снаряжаются осколочными или кумулятивными боевыми элементами, противотанковыми или противопехотными минами. Калибр 122 мм, дальность стрельбы 25 км.

РСЗО «Фирос-30» при том же калибре и несколько большей массе снаряда имеет дальность стрельбы 34 км. Артиллерийская часть может монтироваться на грузовом автомобиле повышенной проходимости, прицепе или гусеничном бронетранспортере.

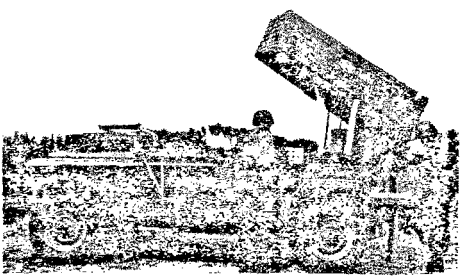


Рис.5.6. Итальянская РСЗО «Фирос-6»

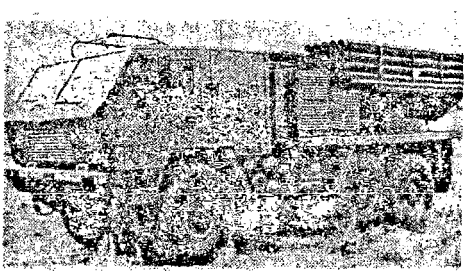


Рис. 5.7. Итальянская РСЗО «Фирос-30»

Предусмотрены два варианта комплектации ПУ приборами управления: стандартный и автоматизированный. При реализации второго варианта на ПУ дополнительно устанавливают навигационный прибор (топопривязчик) и баллистический вычислитель, которые сопрягаются с пультом автоматического управления, размещенным в кабине ПУ.

Система управления огнем позволяет вести стрельбу без предварительного горизонтирования ПУ, автоматически устанавливать время срабатывания головного взрывателя, а также срок самоликвидации противотанковых и противопехотных мин.

Головные части снарядов могут быть осколочно-фугасными, осколочными с полуготовыми осколками и кассетными. Кассетные ГЧ снаряжаются противотанковыми или противопехотными минами.

5.5. Бразильская РСЗО ASTROS-2

На вооружении сухопутных войск Бразилии состоит РСЗО ASTROS-2 (рис.5.8). В конструкции ее пусковой установки в наибольшей степени нашла отражение идея пакетного заряжания. На ПУ устанавливаются четыре сменных транспортно-пусковых контейнера трех типов.

Контейнеры первого типа содержат по восемь снарядов калибром 127 мм, обеспечивающих стрельбу на 30 км. Контейнеры второго типа имеют по четыре снаряда калибром 180 мм, стреляющих на 35 км, а контейнеры третьего типа имеют по одному снаряду калибром 300 мм с дальностью стрельбы 60 км.

Управление всеми операциями по подготовке и ведению стрельбы осуществляется с пульта управления, смонтированного в кабине ПУ. Батарея РСЗО имеет в своем составе машину управления огнем, от четырех до восьми пусковых установок и по одной транспортно-заряжающей машине на каждую ПУ. На машине управления огнем смонтированы швейцарская РЛС корректировки огня FIELGUARD, вычислительное устройство и радиостанции, обеспечивающие связь с ТЗМ, передовыми наблюдателями и командованием.

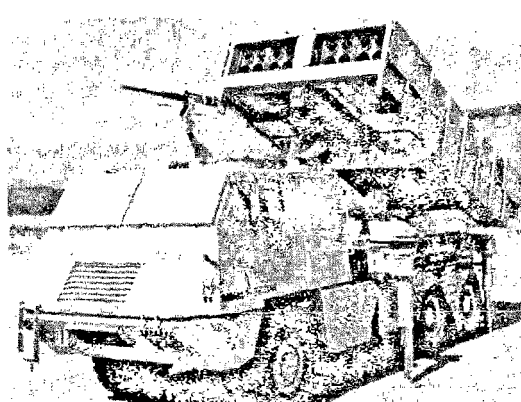


Рис. 5.8. Бразильская РСЗО ASTROS-2

Ходовые части всех машин батареи унифицированы и представляют собой шасси десятитонного автомобиля TECTRAN повышенной проходимости с бронированной кабиной и установленным на ней 12,7-мм станковым пулеметом.

Реактивные снаряды снабжены традиционными осколочно-фугасными и кассетными ГЧ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Абугов Д.И., Бобылев В.М. Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива. – М.: Машиностроение, 1987. – 272 с.
2. Беляев Т.Ф. Ракетные заряды к снарядам реактивных систем залпового огня (РСЗО второго и третьего поколений). – М.: НПО «Информ ТЭИ», 1992. – 60 с.
3. Гантмахер Ф.Р., Левин Л.М. Теория полета неуправляемых ракет. – М.: Гос. изд. физ.-мат. литературы, 1959. – 360с.
4. Голубев И.С., Самарин А.В. Проектирование конструкций летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1991. – 512 с.
5. Динамика движения парашютных систем/ А.И. Антоненко, О.В. Рысев, Ф.Ф. Фытахов и др. – М.: Машиностроение, 1982. – 152 с.
6. Дмитриевский А.А. Внешняя баллистика. – М.: Машиностроение, 1979. – 479с.
7. Куров В.Д., Должанский Ю.М. Основы проектирования пороховых ракетных снарядов. – М.: Оборонгиз, 1961. – 281 с.
8. Мещерский И.В. Работы по механике тел переменной массы. – М.: Гостехиздат, 1952. – 280с.
9. Новиков В.Н., Авхимович Б.М., Вейтин В.Е. Основы устройства и конструирования летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1991. – 368 с.
10. Сагомонян А.Я. Удар и проникание тел в жидкость. – М.: Изд-во МГУ, 1986.–169с.
11. Толоконников Л.А. Механика деформированного твердого тела. – М.: Машиностроение, 1987. – 272 с.
12. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1973. – 616 с.
13. Широкорад А.Б. отечественные минометы и реактивная артиллерия/ Под общей редакцией А.Е. Тараса. – Мн.: Харвест, М.: ООО «Издательство АСТ», 2000. – 464 с., 16 л. ил.
14. Воротилин М.С., Дорофеев С.В., Князева Л.Н., Чуков А.Н. Вопросы моделирования и конструирования кумулятивных зарядов. – Тула: Изд-во ТулГУ, 1999. – 166с.

ОГЛАВЛЕНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ 3
ИЗ ИСТОРИИ СОЗДАНИЯ РЕАКТИВНЫХ СНАРЯДОВ 5
РАЗДЕЛ I. ОБЩИЕ ВОПРОСЫ УСТРОЙСТВА И ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ РЕАКТИВНЫХ СНАРЯДОВ 11
Глава 1. Полет реактивного снаряда 11
1.1. Способы стабилизации снаряда 11
1.2. Дальность стрельбы 14
1.3. Рассеивание 19
1.4. Проворачивание оперенных снарядов 26
1.5. Блоки аэродинамических стабилизаторов 29
1.6. Системы коррекции траектории 32
Глава 2. Двигатели реактивных снарядов 35
2.1. Основные характеристики двигателя 35
2.2. Твердое ракетное топливо 37
2.3. Горение твердого ракетного топлива 42
2.4. Формы и способы крепления топливных зарядов 45
2.5. Воспламенение топливного заряда 52
2.6. Инициирование воспламенителей 53
2.7. Камеры сгорания 57
Глава 3. Головные части. 74
3.1. Общие сведения 74
3.2. Фугасные головные части 76
3.3. Осколочные и осколочно - фугасные головные части 83
3.4. Кумулятивные головные части 90
3.5. Кассетные головные части 94
3.6. Самоприцеливающиеся и самонаводящиеся боевые элементы 94
3.7. Парашюты 96
РАЗДЕЛ II. РЕАКТИВНЫЕ СИСТЕМЫ ЗАЛПОВОГО ОГНЯ ТРЕТЬЕГО И ЧЕТВЕРТОГО ПОКОЛЕНИЙ 99
Глава 4. Российские РСЗО 99
4.1. История создания 99
4.2. Реактивная система залпового огня "Град" 106
4.3. Реактивная система залпового огня “Ураган” 117
4.4. Реактивная система залпового огня «Смерч» 130
Глава 5. Зарубежные РСЗО 145
5.1. Реактивная система залпового огня MLRSS 147
5.2. Реактивная система залпового огня «Ларс» 150
5.3. Реактивные системы залпового огня Израиля 151
5.4. Реактивные системы залпового огня Италии 152
5.5. Бразильская РСЗО ASTROS-2 153
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ 155